



# Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie Statusbericht 2018 Teil I

# Inhaltsverzeichnis

1. Einführung	05
1.1. Das Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie	05
1.2. Kontext des DLR	07
1.3. Die strategischen Hauptlinien des DLR	07
1.4. Das DLR-Cluster Werkstoffe und Strukturen	09
1.5. Die Entwicklung des Forschungsprofils des Instituts für Bauweisen und Strukturtechnologie im Rahmen der Strategie des DLR	12
2. Wissenschaftliche Arbeiten und Ergebnisse	17
2.1. Hochleistungsstrukturen für die Luftfahrt	17
2.2. Kosteneffiziente Hochleistungsstrukturen für die Raumfahrt	47
2.3. Produktionstechnologie für den Hochleistungs- leichtbau für die Luft- und Raumfahrt	73
2.4. Faserverbundstrukturen für die Verkehrstechnik	91
2.5. Bauweisen für die Energietechnik	95
2.6. Zusammenfassung und Ausblick	96
3. Kooperationen	99
3.1. Kooperationen mit der Industrie	99
3.2. DLR-interne Kooperationspartner	100
3.3. Kooperationen mit Universitäten und Hochschulen	100
3.4. Kooperationen mit anderen Forschungseinrichtungen	101
3.5. Gemeinsame Berufungen mit Universitäten	102



4. Wissenschaftliche Infrastruktur	103
5. Veröffentlichungen	109
5.1. Publikationen	109
5.2. Patente	113
Impressum	III

# Vorwort

Eine unglaubliche Veränderungsdynamik erfasst unsere etablierten Märkte des bodengebundenen Verkehrs, der Luft- und Raumfahrt und der Energietechnik. Tesla errichtet in den USA ein komplettes Ökosystem für elektrische Fahrzeuge. Damit eröffnet das Unternehmen einen Wettbewerb rund um das elektrische Auto, der etablierte Hersteller weltweit in einen dramatischen Veränderungsprozess treibt. Automatisiertes, elektrisches Fahren in Verbindung mit einer neuen Dienstleistung „Mobilität“ wird massive Auswirkungen auf die Bauweise zukünftiger Fahrzeuge und die damit verbundenen Werkstoffe haben.

Auch in der Luftfahrt drängen neue Spieler mit deutlich niedrigeren Preisen in den profitträchtigen Markt der Single-Aisle-Flugzeuge. Allen voran eröffnet China mit der Comac C919 einen neuen Wettbewerb und visiert mit der Gründung der China Aero-Engine Group auch die Entwicklung eines eigenen Triebwerks an. Währenddessen gewinnt weltweit das elektrische Fliegen an Dynamik. Airbus und Siemens arbeiten gemeinsam am elektrisch angetriebenen Passagierflugzeug. UBER entwickelt mit „Heli-On-Demand“ ein Mobilitätskonzept, das auf elektrisch betriebenen Quadroptern gründet, die zukünftig automatisiert fliegen sollen – ein neuer Markt, an dem auch Airbus mit seinem CityAirbus partizipieren will. Der Testflug ist für 2018 geplant. Allen ist eines gemein: Die Hardware darf „nichts“ kosten.

In der Raumfahrt drücken wiederverwendbare Trägersysteme von SpaceX, konsequent nach Design-to-Cost auf der Basis von bekannten Technologien entwickelt und produziert, die Startkosten gegenüber europäischen Trägern um mindestens 50 Prozent. Neue Verfahren wie der 3D-Druck eröffnen weiteres Einsparpotenzial, zum Beispiel im Triebwerk. Und OneWeb entwickelt für sein weltumspannendes Netzwerk aus 650 Satelliten neue wirtschaftliche Technologien für eine erstmalige Serienproduktion. Kostensenkungen von bis zu 90 Prozent fordern die deutschen Satellitenbauer heraus.

Diese Veränderungen in Märkten und Technologien führen zudem zu einem enormen Druck, klimaneutrale Technologien zur Erzeugung und Speicherung von elektrischem Strom zu entwickeln. Und über allem schweben die Digitalisierung, Industrie 4.0 und die Automation mit ihren enormen disruptiven Kräften und weitreichenden Möglichkeiten zur Effizienzsteigerung.

All diese Entwicklungen haben eines gemeinsam: In den etablierten Märkten steigt der Druck auf die Entwicklungs- und Herstellungskosten enorm, die neuen Märkte und neue Spieler mit disruptiven Geschäftsmodellen fordern die Innovationsfähigkeit von Forschung und Industrie mehr als bisher – und das in kürzeren Innovationsintervallen. In diesem Kontext spielen neue Werkstoffe, die damit verbundenen Bauweisen und Fertigungstechnologien und die automatisierten Produktionstechnologien eine zentrale Rolle. Redoxmaterialien und nanostrukturierte Aerogele und Schichten ebnen den Weg für neue Hochleistungsspeicher. In der Luft- und Raumfahrt und im Automobilbau eröffnen neue Leichtmetall- und Stahllegierungen, Faserverbund- und Hybridwerkstoffe neue Möglichkeiten

für den Leichtbau und für Hochleistungsstrukturen. Dies bietet zunächst einmal weitreichendes Innovationspotenzial, vor allem für die neuen alternativen Fahrzeugkonzepte, fordert aber auch neue Ansätze zur Reduktion der Kosten bei Entwicklung und Produktion. Die höheren Preise der Hightech-Werkstoffe können durch Bauweisen kompensiert werden, die einzelne Fertigungsschritte zusammenfassen.

Schweißbare carbonfaserverstärkte Thermoplaste bieten hier enormes Potenzial, ebenso wie Reibrührschweißen von Aluminium in Verbindung mit Recycling. Auch die Verbesserung der numerischen Simulationswerkzeuge nutzt Materialeigenschaften besser und reduziert den Werkstoffeinsatz und somit Kosten. Zudem helfen sie, die Anforderungen an Sicherheit und Lebensdauer zu erfüllen.

Ein zentrales Element für die Kostensenkung ist, die automatisierte Produktionstechnik parallel zur Bauweise zu entwickeln. Eine Manufaktur wie bei GLARE oder in wesentlichen Bereichen der Verbundwerkstoffe können wir uns nicht mehr leisten. Flexible, roboterbasierte Produktionsverfahren und Technologien sowie die sichere Integration des Menschen in diese Produktionsumgebung sind gerade bei der Herstellung von großen Strukturkomponenten Voraussetzungen für eine robuste, flexible und kostengünstige Produktion.

Noch mehr an Effizienz können wir durch den Einsatz neuer digitaler Lösungen erreichen. Zum Beispiel durch ein neues integriertes Datenmanagementsystem, das die physikalischen und digitalen Zwillinge der einzelnen Elemente der Prozesskette – vom Werkstoff bis zur Produktion – miteinander wie ein digitales Rückgrat verknüpft und für eine deutlich interdisziplinärere Produktentwicklung nutzbar macht. Teure Anpassungsschleifen und Nacharbeit werden damit verringert. Dazu benötigen wir neue Datenbankarchitekturen, Sensoren, Schnittstellen, Algorithmen und die nötigen Standards.

Am Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie haben wir unsere Forschungsstrategie an diesen Herausforderungen ausgerichtet und entwickeln darauf aufbauend zusammen mit dem Institut für Werkstoff-Forschung unsere Bauweisen und Strukturtechnologien für die Luft- und Raumfahrt, das Automobil und die Energietechnik der Zukunft konsequent weiter – real und digital.

Prof. Dr. Heinz Voggenreiter  
Institutsdirektor

Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie  
Stuttgart, Februar 2018





# 1. Einführung

## 1.1. Das Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie

### Das Institut



Das Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie entwickelt Hochleistungsstrukturen für die Luft- und Raumfahrt, den Fahrzeugbau und die Energietechnik. Im Fokus stehen Bauteile aus faserverstärkten und polymeren Verbundwerkstoffen sowie hybride Strukturen. Neue Konstruktionskonzepte machen Leichtbaustrukturen besonders leistungsfähig und kostengünstig.

Das Institut arbeitet an den DLR-Standorten Stuttgart und Augsburg mit fünf Abteilungen entlang der gesamten Prozesskette – vom Werkstoff über Demonstratoren bis hin zur Produktionstechnologie. Fragestellungen der Forschung und der Industrie können so schnell und flexibel beantwortet werden.

### Strukturelle Integrität



Im Mittelpunkt der Forschungsarbeiten stehen Strukturkonzepte für hoch beanspruchte Tragstrukturen von Flugzeugen und Fahrzeugen. Ziel ist es, deren strukturelle Integrität bei Belastungen durch Crash oder Impact bereits in der Strukturauslegung sicherzustellen und zu verbessern.

### Für mehr Sicherheit

In spezifischen Belastungstests werden die mechanischen Eigenschaften von ausgewählten Werkstoffklassen unter Hochgeschwindigkeitsbelastung untersucht. Die Kenntnis der mechanischen Eigenschaften, wie zum Beispiel des Energieabsorptionsvermögens von Werkstoffen, ist Basis für eine numerische Berechnung und Auslegung neuer Bauweisen für impact- und crashgefährdete Strukturen. Die Funktion dieser Bauteile wird anschließend in der Beschussanlage oder im Fallturm geprüft, um die numerischen Modelle zu validieren.

### Virtuelles Testen

In Kooperation mit DLR-Instituten entwickelte numerische Verfahren lassen Strukturen rein virtuell auslegen und deren Zertifizierung vorbereiten. Dies verringert Entwicklungszeiten und Kosten für aufwendige Testreihen.

### Bauteilgestaltung und Fertigungstechnologien



Dieser Forschungsbereich ist spezialisiert auf Bauweisen und Fertigungstechnologien für Bauteile aus faserverstärkten Kunststoffen (FVK) und hybriden Strukturen mit Metallanteilen. Beispiele sind Rumpfbauweisen sowie Hochauftriebs- und Triebwerksstrukturen für Flugzeuge. Dieses Know-how findet auch im Verkehrsbereich Anwendung.

### Vom Entwurf zum Demonstrator

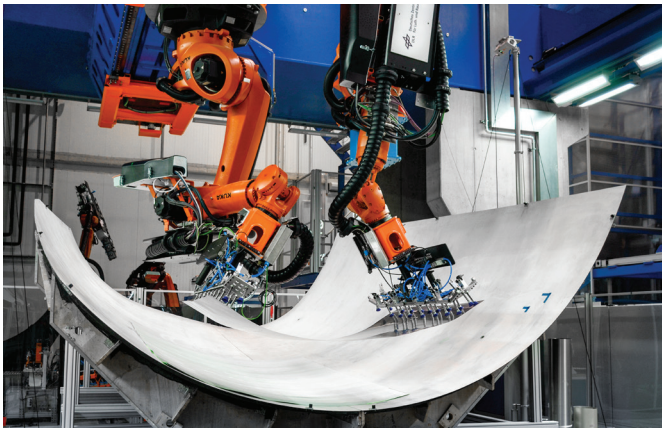
Neben der Nutzung von Simulations- und Auslegungswerkzeugen gehört auch die Optimierung von Fertigungs-, Verfahrens- sowie Verbindungstechniken zum Kompetenzprofil. So werden Bauteile entworfen, optimale Fertigungstechnologien definiert und Demonstratoren hergestellt. Anforderungen für eine spätere (automatisierte) Serienfertigung fließen bereits in die Bauteilgestaltung mit ein.

### Leistungsverbesserung

Metallische Konstruktionsprinzipien lassen sich nicht auf FVK- oder Hybridstrukturen übertragen, denn sie würden deren Werkstoffeigenschaften nicht optimal ausnutzen. Aktuelle Forschungsprojekte fokussieren daher auf innovative Bauweisen. Beispiele sind ein neues Fertigungskonzept für Verdichter von Triebwerken oder Bauweisen für den Rumpf, den Vorflügel und die Leitwerke.



## Automatisierung und Qualitätssicherung in der Produktion



Arbeitsschwerpunkt ist die automatisierte Produktion von Leichtbaustrukturen – insbesondere aus carbonfaserverstärkten Kunststoffen (CFK). Wichtige Forschungsthemen sind dabei unter anderem mechatronische Handhabungssysteme, eine robotergestützte Prozesskette und eine prozessintegrierte Qualitätssicherung.

### Forschung im Industriemaßstab

Eine europaweit einzigartige Plattform mit flexiblen, kooperierenden Robotern ermöglicht Produktionsforschung im Industriemaßstab. Die 32 x 15 x 7 m große Anlage bildet das Herzstück einer durchgängigen Prozesskette für Strukturen aus Faserverbundkunststoffen und Metall-Kunststoff-Laminaten sowie für roboterbasierte Füge- und Montageverfahren. Sie bietet eine bisher unerreichte Positioniergenauigkeit von bis zu 0,2 mm. Sämtliche Prozessschritte zur Produktion von Leichtbaustrukturen können entlang der geschlossenen Prozesskette im Full-Scale-Maßstab entwickelt und validiert werden.

### Das Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie (ZLP)

Der Forschungsbereich am Standort Augsburg ist Teil der DLR-Allianz „Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie ZLP“ in Kooperation mit dem Institutsteil des Instituts für Faserverbundleichtbau und Adaptronik in Stade.

## Keramische Verbundstrukturen



Zur Fertigung keramischer Leichtbaustrukturen arbeitet das Institut an neuen Werkstoffen und Verfahren. Die entwickelten Bauteile sind thermisch und mechanisch hoch belastbar und haben ein geringes Gewicht. Beispiele sind Thermalschutzsysteme für Raumfahrzeuge und Hochleistungsbremsscheiben für PKW oder Flugzeugpropeller.

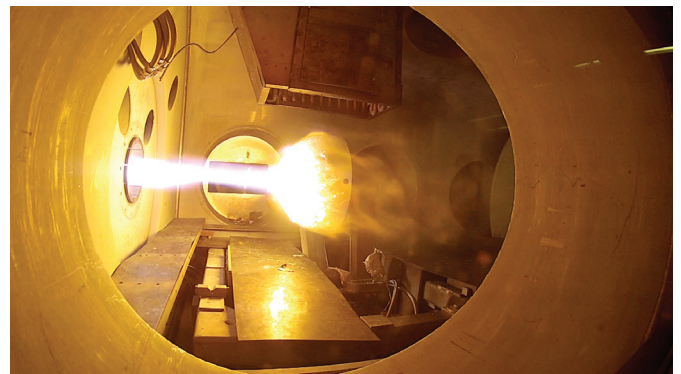
### Materialentwicklung

In diesem Forschungsbereich entstehen neue faserverstärkte Werkstoffvarianten und Bauweisen. Mit Formgebungs- und Preformtechniken wie 3D-Drucken, Wickeln oder Laminieren sowie mit Autoklav-, RTM- und Presstechnik werden faserverstärkte Strukturen auf der Basis von Kohlenstoff-, SiC- und oxidischen Fasern hergestellt. Die anschließende Konvertierung in Keramik erfolgt in speziellen Sinter-, Pyrolyse- und Silizieröfen.

### Simulation und Qualitätsprüfung

Die zerstörungsfreien Prüfmethoden konzentrieren sich auf Ultraschall, Thermographie und Computertomographie (CT). Durch die Verknüpfung der CT-basierten Mikrostrukturanalyse mit der mechanischen Werkstoffcharakterisierung entstehen neue Finite-Element-Modelle. Diese beschreiben das Werkstoffverhalten, ermöglichen eine Bauteilauslegung mit Lebensdaueranalyse und dienen der Bewertung der Langzeitbeständigkeit der Gefüge realer Bauteile.

## Raumfahrt-Systemintegration



Schwerpunkte der Forschungsarbeiten sind thermalstabile Primärstrukturen und Thermalschutzsysteme für rückkehrfähige und wirtschaftliche Raumfahrzeuge sowie Komponenten für Raumfahrtantriebe aus Faserkeramiken. Die Forschungsarbeiten erstrecken sich von der Strukturentwicklung über Tests im Prüfstand bis hin zum realen Flugexperiment.

### Thermalstabile Strukturen

Forschungsschwerpunkt sind Strukturen auf der Basis faserverstärkter polymerer und keramischer Werkstoffe sowie hybrider Designansätze. Neben Temperaturbeständigkeit und Thermaldehnungsmanagement liegt der Fokus auf Wiederverwendbarkeit, kostengünstiger Fertigung und innovativen Bauweisen. Für extreme Wärmeflüsse werden ablative Thermalschutzsysteme und wiederverwendbare aktive Kühltechniken entwickelt. Ein neues Strukturkonzept aus flachen, facettierten Faserkeramikplatten ermöglicht es beispielsweise, Kosten zu reduzieren und gleichzeitig die Leistungsfähigkeit eines Flugkörpers zu erhöhen. Der systemorientierte Ansatz umfasst Werkstoffqualifikation, Bauweisen- und Strukturtechnologie, Simulation, Tests, Systemintegration und Flugexperimente.

### **Keramische Brennkammern**

Hohe Leistung und Effizienz bei einem geringen Gewicht und langer Lebensdauer sind Anforderungen an Antriebe zukünftiger Raumtransportsysteme. Die Forschungsarbeiten fokussieren auf hybride Bauweisenkonzepte unter Verwendung polymerer und keramischer Verbundwerkstoffe für Schubkammer, Injektor und Düse. Anwendungsbezogen kommen Transpirations-, Regenerativ- und Strahlungskühlung zum Einsatz.

### **Wirtschaftliche Satellitenstrukturen**

Der Kostendruck durch in Serie produzierte „Constellations“ steigert den Bedarf an neuen Satellitenkonfigurationen, Bauweisen und Produktionstechnologien. Das Institut arbeitet in diesem Kontext an neuen Designprinzipien und Fertigungstechnologien wie dem 3D-Druck. Ein weiterer Schwerpunkt ist die Entwicklung einer dezentralen digitalen Plattform zur einfachen und flexiblen Integration unterschiedlicher Projektpartner der Satellitenentwicklung.

Die folgenden Abschnitte beschreiben den DLR-Kontext, in den das Institut BT eingebettet ist.

## **1.2. Kontext des DLR**

### **Das DLR im Überblick**

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) ist das Forschungszentrum der Bundesrepublik Deutschland für Luft- und Raumfahrt. Seine umfangreichen Forschungs- und Entwicklungsarbeiten in Luftfahrt, Raumfahrt, Energie, Verkehr und Sicherheit sind in nationale und internationale Kooperationen eingebunden. Über die eigene Forschung hinaus ist das DLR als Raumfahrt-Agentur im Auftrag der Bundesregierung für die Planung und Umsetzung der deutschen Raumfahrtaktivitäten zuständig. Zudem fungiert das DLR als Dachorganisation für den national größten Projektträger.

Die Mission des DLR umfasst die Erforschung von Erde und Sonnensystem und die Forschung für den Erhalt der Umwelt. Dazu zählt die Entwicklung umweltverträglicher Technologien für die Energieversorgung und die Mobilität von morgen sowie für Kommunikation und Sicherheit. Das Forschungsportfolio des DLR reicht von der Grundlagenforschung bis zur Entwicklung von Produkten für morgen. So trägt das im DLR gewonnene wissenschaftliche und technische Know-how zur Stärkung des Industrie- und Technologiestandorts Deutschland bei. Das DLR betreibt Großforschungsanlagen für eigene Projekte sowie als Dienstleistung für Kunden und Partner. Darüber hinaus fördert das DLR den wissenschaftlichen Nachwuchs, betreibt kompetente Politikberatung und ist eine treibende Kraft in den Regionen seiner Standorte. An den 20 Standorten beschäftigt das DLR circa 8.000 Mitarbeiterinnen und Mitarbeiter.

Im Geschäftsjahr 2015 betrug der Etat des DLR für Forschung und Betrieb 888 Millionen Euro, davon waren 51 Prozent im Wettbewerb erworbene Drittmittel. Das außerdem vom DLR verwaltete Raumfahrtbudget hatte ein Volumen von 1.357 Millionen Euro. 66 Prozent entfielen auf den deutschen Beitrag zur Finanzierung der Europäischen Weltraumorganisation ESA, 20 Prozent auf das Deutsche Raumfahrtprogramm und 14 Prozent auf die Weltraumforschung im DLR selbst. Die Fördermittel des Projektträgers im DLR hatten ein Volumen von 1.017 Millionen Euro und des Projektträgers Luftfahrt von 151 Millionen Euro.

## **1.3. Die strategischen Hauptlinien des DLR**

Die wissenschaftlichen Arbeiten des Instituts BT erstrecken sich über die vier programmatischen Säulen des DLR – Luftfahrt, Raumfahrt, Energie und Verkehr – entlang der in den forschungspolitischen Vorgaben definierten Zielfelder. In den folgenden Abschnitten sind die fachlichen Elemente der DLR-Strategie als Auszug aus dem Dokument „Next Generation DLR“ zusammengefasst.

### **Das Programm Luftfahrt – Perspektiven/Leitkonzepte**

#### **Das Kurzstreckenflugzeug**

- Gesamtsystemischer Entwurf und Beurteilung eines Quiet-Short-Take-off-and-Landing-Kurzstreckenflugzeugs

#### **Das Langstreckenflugzeug**

- Gesamtsystembeurteilungs- und Nachweisfähigkeit für komfortable, effiziente und saubere Langstreckenflugzeuge der nächsten Generation

#### **Der unbemannte Luftfrachttransport**

- Integration von großen, zuverlässigen, unbemannten Luftfahrzeugen in das zivile Lufttransportsystem, Nutzung des Unmanned Aircraft System (UAS) als Transporter

#### **Der Rettungshubschrauber 2030**

- Entwicklung innovativer Technologien und neuer konfigurativer Entwürfe für Hubschrauber für den wetterunabhängigen Helicopter-Emergency-Medical-Service-Einsatz (HEMS)

#### **Der leistungsfähige Luftverkehr**

- Erhöhung der Luftverkehrskapazität unter gleichzeitiger Erhaltung der Luftverkehrssicherheit sowie Minimierung der Auswirkungen auf die Umwelt und Erhöhung der Robustheit gegenüber internen und externen Störungen auf Verkehrsfluss und Wirtschaftlichkeit des Flugbetriebs

#### **Das virtuelle Produkt**

- Hochgenaue numerisch-mathematische Darstellung eines Fluggeräts (Flugzeug und Triebwerk) mit allen physikalischen Eigenschaften, Funktionen, Herstellungs- und Betriebserfordernissen sowie Umweltwirkungen

#### **Strategische Eckpunkte:**

- Berücksichtigung der gesellschaftlichen Bedürfnisse, das heißt des absehbaren, zukünftigen Mobilitätsbedarfs sowie die Akzeptanz in der Bevölkerung
- Fokussierung auf die Verringerung von Lärm und Emissionen
- Wissenschaftliche Unterstützung beim Erhalt und Ausbau der industriellen Führungsrolle Deutschlands im Bereich Vehikel und Komponenten, inklusive der aktiven Förderung aller sich neu bietenden Chancen im Bereich unbemannter fliegender Systeme
- Konsequente Energie- und Ressourcenschonung durch Verbesserung der Ökoeffizienz auf allen Ebenen des Lufttransports
- Gewährleistung der Systemsicherheit trotz zunehmender Komplexität des Gesamtsystems
- Etablierung von Virtual Products und deren Verfügbarmachung für ein nahtloses Product-Life-Cycle-Management



## Das Programm Raumfahrt – Perspektiven/Leitkonzepte

Der wiederverwendbare Raumträger

- Erreichung massiver Kostensenkung durch die Wiederverwendung von Raumtransportsystemen

Die umfassende Erdbeobachtung

- Entwicklung hochauflösender Erdbeobachtungssatelliten einschließlich L-Band-Frequenzbereich für umfassende Anwendungen insbesondere im Hinblick auf den Klimawandel

Die Explorationstechnologie

- Erforschung des Weltraums durch neuartige Konzepte und robotische Autonomie

Das zuverlässige Ortungssystem

- Fusion verschiedener moderner Navigations-, Ortungs- und Kommunikationssysteme zum Nutzen der Anwender

Die Forschungsplattform im All

- Entwicklung von Infrastrukturkonzepten für die Forschung unter Weltraumbedingungen

Strategische Eckpunkte:

- Entwicklung zukünftiger, zuverlässiger Raumtransportsysteme unter Beachtung ökonomischer und ökologischer Aspekte
- Etablierung eines ganzheitlichen Ansatzes zur Nutzung der Erdbeobachtung für gesellschaftlich relevante Aspekte, insbesondere der globale Wandel, als Grundlage für Entscheidungen
- Zielorientierte Nutzung astronautischer Raumfahrt, robotischer Systeme und hochpräziser Instrumente zur Lösung spezieller Problemstellungen (z. B. Space Debris, Medizin) und zum Erkenntnisgewinn (z. B. Exploration von Planeten und des Sonnensystems)
- Raumfahrteinsatzspezifische Optimierung von Bauweisen, Strukturkonzepten und Demonstratoren
- Aufbau leistungsfähiger Kommunikationsnetzwerke für den irdischen Datenaustausch sowie deutlich verbesserter Kommunikationslinien für die Unterstützung der Explorationsziele
- Schaffung von neuartigen Navigationssystemen mit verbesserter Positionsbestimmung und von Systemen zur Satellitennavigation auf Mond und Mars

## Das Programm Verkehr – Perspektiven/Leitkonzepte

- Das Verkehrssystem verstehen und gestalten
- Die umweltfreundlichen und sicheren Straßen- und Schienenfahrzeuge
- Die nahtlose intermodale Mobilität und die vernetzten Infrastrukturen

Strategische Eckpunkte:

- Sicherstellung der individuellen Mobilität trotz zunehmender Verkehrsdichte und unter Minimierung der Umweltauswirkungen und Lärmemissionen
- Gewährleistung von nahtloser Intermodalität zwischen Straßen-, Schienen-, See- und Luftverkehr als zentrales Element moderner und bezahlbarer Mobilität
- Antizipation und aktive Gestaltung zukünftiger Mobilität
- Erforschung effizienter und sicherer Fahrzeuge des Personenverkehrs und Gütertransports auf der Straße, insbesondere unter Nutzung umweltverträglicher Technologien und erneuerbarer Energien
- Erforschung effizienter, sicherer und schneller Bahnsysteme, um der wachsenden Nachfrage im Personen- und Gütertransport gerecht zu werden

- Erforschung von neuen Systemen für Fahrzeug- und Reiseassistenz sowie ein innovatives Verkehrsmanagement für mehr Effizienz, kürzere Reisezeiten, höhere Sicherheit und mehr Komfort sowie weniger Umweltbelastung
- Umfassende Vernetzung von Verkehrs- und Energiesystemen, insbesondere bei Strom und Wasserstoff, zur Erreichung höherer Gesamteffizienz und Nutzung erneuerbarer Energien für Verkehrszwecke

## Das Programm Energie – Perspektiven/Leitkonzepte

- Das Energiesystem verstehen und gestalten
- Die flexible und robuste Stromerzeugung mit fossilen und erneuerbaren Energieträgern
- Der Energiespeicher für mehr Effizienz und die Integration erneuerbarer Energien

Strategische Eckpunkte:

- Entwicklung von Techniken für eine sichere und wirtschaftliche Energieversorgung, die ressourcen-, umwelt- und klimaschonend sind
- Berücksichtigung der steigenden Bedeutung von Sicherheit und Zuverlässigkeit, Flexibilität, Wirtschaftlichkeit und Akzeptanz
- Fokussierung auf Effizienztechniken und erneuerbare Energien mit globalem Umsetzungspotenzial
- Setzen von Schwerpunkten im Bereich der Stromerzeugung auf effizientere Gas- und Dampfturbinen, Brennstoffzellen, Techniken zur Niedertemperatur-Stromerzeugung, Solar- und Windstromerzeugung
- Realisierung von kostengünstigen thermischen, elektrischen und chemischen Speichertechniken als Voraussetzung für Effizienzsteigerung, Versorgungssicherheit und die flächendeckende Integration erneuerbarer Energien in stationären und mobilen Anwendungen
- Erforschung innovativer Methoden der Energiesystemanalyse für Energieszenarien und Technologiebewertungen, unter anderem durch satellitengestützte Daten zur Entwicklung von gesellschaftlich und energiepolitisch tragfähigen Handlungsoptionen

## Das Programm Sicherheit – Perspektiven/Leitkonzepte

Forschung zum Schutz des Individuums und der Gesellschaft mit Schwerpunkten in der zivilen und wehrtechnischen Sicherheit sowie der maritimen Sicherheit

Die unabhängige Analyse- und Bewertungskompetenz

- Bereitstellung und Ausbau von unabhängiger Analyse- und Bewertungskompetenz in den Bereichen Luft- und Raumfahrt für das Bundesministerium der Verteidigung (BMVg) und seinen nachgeordneten Bereichen

Die Resilienz der kritischen Infrastruktur

- Erforschung und Entwicklung innovativer Konzepte, Systeme und Einzeltechnologien zur Überwachung und Härtung kritischer Infrastrukturen der Dimensionen See, Land, Luft und Raum

Das effiziente Krisen- und Katastrophenmanagement

- Systemische Betrachtung bis hin zur operativen Umsetzung des Krisen- und Katastrophenmanagement-Kreislaufs (von der Risikoanalyse bis zum Wiederaufbau)

Das maritime Lagebild der Zukunft

- Untersuchung und Entwicklung von see-, luft- und raumgestützten Technologien – bis auf Systemebene – zur Realisierung von komplexen maritimen Lagebildern unter Berücksichtigung der Parame-

ter Informationstiefe, Eindeutigkeit und Echtzeitverfügbarkeit  
Der sichere Schiffsverkehr  
– Entwicklung und Umsetzung von Systemen zur Erhöhung der Sicherheit im Schiffsverkehr

Strategische Eckpunkte:

- Umfassende Entwicklungen von Sicherheitsaktivitäten unter Berücksichtigung gesellschaftlicher Bedürfnisse des Schutzes und der individuellen Freiheit
- Optimierung der Möglichkeiten einer querschnittlichen, forschungsthemenübergreifenden Betrachtung
- Optimierung der Möglichkeiten der Verbindung wehrtechnischer und ziviler Sicherheit unter Beachtung der spezifischen Anforderungen
- Ausbau der unabhängigen Analyse- und Bewertungsfähigkeit für die Bundesministerien (zum Beispiel Verteidigungsministerium, Innenministerium) und ihre nachgeordneten Dienststellen
- Schaffung eines Wissenschaftssicherheitsforums „Schutz kritischer Infrastrukturen“
- Ganzheitliche Betrachtung des Themas maritime Sicherheit

Im strategischen Dialog 2016/2017 wurde die DLR-Strategie 2030 erarbeitet. Ein Element dieser Strategie sind die folgenden, zusätzlich zu den strategischen Hauptlinien der Programme definierten Querschnittsthemen:

Querschnittsthema Digitalisierung in der Wirtschaft

- Projekt Global Connectivity – Globaler Breitbandzugriff
- Projekt Factory of the Future
- Projekt Simulation Based Certification

Querschnittsthema: Big und Smart Data/Data Science

- Projekt Big Data-Plattform
- Projekt Condition Monitoring for Safety Relevant Structures

Querschnittsthema: Cyber-Sicherheit

- Projekt Cyber-Sicherheit für autonome und vernetzte Systeme

Querschnittsthema: Intelligente Mobilität

- Projekt Verkehr 5.0
- Projekt Smart Geodata

Querschnittsthema: Energiespeicher/Energieeffizienz

- Projekt Future Fuels
- Projekt GigaStore

## 1.4. Das DLR-Cluster Werkstoffe und Strukturen

Das Cluster Werkstoffe und Strukturen besteht aus den folgenden drei Instituten:

- Institut für Bauweisen- und Strukturtechnologie (BT), Stuttgart und Augsburg (Leitung Prof. Dr. Heinz Voggenreiter)
- Institut für Werkstoff-Forschung (WF), Köln (Leitung Prof. Dr. Heinz Voggenreiter)
- Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptionik (FA), Braunschweig und Stade (Leitung Prof. Dr. Martin Wiedemann)

### Die strategische Kooperation BT und WF

Das Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie (BT) und das Institut für Werkstoff-Forschung (WF) stehen als eigenständige und komplementär agierende Institute unter einer gemeinsamen Leitung. Sie agieren entlang einer gemeinsamen, komplementären fachlichen Strategie, die in den folgenden Abschnitten den Rahmen für die jeweilig separat folgenden Einzelberichte aufspannt.

Die komplementären wissenschaftlichen Forschungsprofile der beiden Institute BT und WF sind in Tabelle 1 zusammengefasst. Beide Institute ergänzen sich in diesen Profilen so, dass sie durch Kooperation in wesentlichen Teilbereichen bereits heute durchgängige Prozessketten vom Werkstoff zum Demonstrator als Basis der anwendungsorientierten Forschungsarbeiten darstellen. Die Entwicklung der wissenschaftlichen Kompetenzen gründen im Wesentlichen auf den folgenden Hauptlinien:

#### Anwendungsorientierung

Die wissenschaftlichen Schwerpunkte und Kompetenzen orientieren sich im Rahmen der strategischen Hauptlinien des DLR an Fragestellungen von industriellen Zielanwendungen aus der Luftfahrt, Raumfahrt, Energietechnik und dem bodengebundenen Verkehr. Zur Sicherstellung der industriellen Umsetzung suchen beide Institute gezielt die Kooperation mit Partnern der Industrie.

#### Durchgängige Prozesskette

Um die Auslegungsfähigkeit für Demonstratorbauteile sicherzustellen, streben beide Institute in Kooperation die Entwicklung der wissenschaftlich-technischen Kompetenzen zur Darstellung von durchgängigen Prozessketten vom Werkstoff bis zum Demonstrator und deren Test an. In ausgewählten Materialklassen wie FVK und FML erstreckt sich dies bis hin zur Produktionstechnologie.

#### Kooperation mit DLR-internen und externen Partnern

Nicht alle Elemente der Prozessketten können BT/WF-intern abgebildet werden. Daher suchen beide Institute in den relevanten natur- und ingenieurwissenschaftlichen Disziplinen außerhalb des eigenen Kernprofils gezielt die Kooperation mit DLR-internen Partnern sowie nationalen und internationalen externen Partnern aus Wissenschaft und Industrie. Bei der Entscheidung für internationale Kooperationen steht die Sicherung der Technologien für die Wertschöpfung in Deutschland im Vordergrund.

Ziel der gemeinsamen strategischen Linie der beiden Institute BT und WF ist der Erhalt und Ausbau wissenschaftlicher Alleinstellungsmerkmale und Exzellenz in Schwerpunkten der Werkstoff-Forschung und der Bauweisen- und Strukturtechnologie. Zudem stellen sich beide Institute dem Anspruch, flexibel und schnell auf Fragestellungen der Forschung und der Industrie reagieren zu können. Die wesentlichen strategischen Elemente dazu sind im Folgenden zusammengefasst.

#### Innovationsfähigkeit

Fähigkeit zur Entwicklung von neuen, anwendungsorientierten Werkstoff- und Bauweisenlösungen durch flexible, institutsübergreifende Bündelung und Weiterentwicklung der spezifischen wissenschaftlichen Kompetenzen und der gemeinsamen Entwicklung von durchgängigen Prozessketten.

## Entwicklungsfähigkeit

Fähigkeit zur Entwicklung und Optimierung von ausgewählten Werkstoffen und Werkstoffverbunden durch gezielte Entwicklung der numerischen und experimentellen Analysefähigkeit, der relevanten Prozesstechniken und der Rückkopplung mit der experimentellen Verifikation von Testhardware.

Fähigkeit zur Entwicklung neuer materialklassenübergreifender Struktur- und Bauweisenlösungen für ausgewählte Zielstrukturen durch konsequenten Ausbau durchgängiger Prozess- und Engineeringketten bis hin zur Produktionstechnik, der Nutzung des werkstoffwissenschaftlichen Know-hows und durch den Ausbau der Auslegungsfähigkeit.

## Berechnungsfähigkeit

Förderung der Akzeptanz neuer Werkstoff- und Strukturlösungen bei den Anwendern durch die Entwicklung und Bereitstellung spezieller numerischer Werkzeuge von der Mikro- bis zur Makrostrukturebene.

## Auslegungsfähigkeit

Ausbau der Fähigkeit zur Auslegung von testbaren Full-Scale- und Subscale-Strukturen durch die Weiterentwicklung der eigenen material- und strukturspezifischen Auslegungswerkzeuge und des gezielten Einbezugs weiterer notwendiger Berechnungsdisziplinen durch die Kooperation mit internen und externen Partnern.

## Verifikations- und Validierungsfähigkeit

Verifikation und Validierung der Leistungsfähigkeit der Bauweisen und Komponenten durch den anwendungsnahen Test von Demonstratorbauteilen und Rückkopplung der Ergebnisse in die Werkstoff- und Bauweisenforschung unter Einbezug der Kooperation mit internen und externen Partnern.

## Virtuelle Zertifizierungsfähigkeit

Ausbau der numerischen Auslegungswerkzeuge und der experimentellen Verifikation zu Werkzeugen der virtuellen Zertifizierung in spezifischen Teilbereichen der Primärstrukturentwicklung.

Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie							
C/C-SiC-Faserkeramik	Numerische Crash-FEM/SPH-Methoden	Crash & HVI-spezifisches Design	LSI/PIP-Verfahren für C/C-SiC und SiC-SiC	Roboterbasierte Produktion	REM, Mikroskopische Analyse	Primär- und High-Lift-Strukturdemonstratoren	Crash & HVI-Tests: Crashturm, Gaskanone
SiC-SiC-Faserkeramik	Simulation High Velocity Impact HVI	Compositespezifisches Design	Prozessroute für biogene CMC	Mechatronische Handhabungssysteme	Zug-/Drucktests bei hohen Dehnraten	Komponenten für Luftstrahltriebwerke	Mechan. Tests: Sub- und Großkomponenten
1-3D-verstärkte C- und SiC-basierte CMC	FVK Drapiersimulation	FVK/Metall-Hybrid- und Metalldesign	3D-Drucken von CMC-Preforms	Automatisierter VARI-Prozess	Bruchmechanik für CMC	Ballistische Schutzsysteme	Heißtests bis 1400 °C: Kleinkomponenten
Poröse Faserkeramiken	Simulation Preforming für CMC	Produktionsgerechtes Design	Vakuum-Infiltrationsverfahren für FVK	Produktionsverfahren für Thermoplaste	Statische/dynamische Werkstoffmechanik	Kostengünstige Satellitenstrukturen	Raumfahrttriebwerke: Prüfstandtests (bei RA)
Biogene Keramiken	CMC Schadensmodelle	Parametrisierte Auslegungsmethoden	Autom. Tapeplacement von CF-Thermoplast	Ablegeverfahren für Lamine (GLARE)	US, X-ray, Thermographie	Reentry-Strukturen für Raumfahrzeuge	Test von Jet Engine-Komponenten (bei AT)
Ultra-High-Temperature CMC	Effects of Defects (FVK, CMC)	Auslegung von Komponenten	Verbindungstechnik für thermoplastische FVK	Produktionsintegrierte Qualitätssicherung	Computertomographie	Injektor, Schubkammer für Raumfahrtantriebe	Raumfahrzeug-Flugversuche (mit Moraba)
Ablatormaterialien	Virtuelle Zertifizierung (Fokus Crash)	Materialübergreifende Designbewertung	FVK/Metall-Fügeverfahren	Factory Layout für FVK-Produktion		FVK-Boosterstrukturen	Strukturelle Validierung/Assessment
Faserverstärkte Thermoplaste		SLM-spezifisches Design		Bildanalyse für NDT		Hardware für Flug- o. Prüfstandtests	
Faserverstärkte Duomere				Autom. Produktion von Al/GFK-Laminaten		System Integration	
				Datenmanagement und Datenanalyse		Full-Scale Boosterstrukturen	
				Autarke Sensorsysteme			
Materialentwicklung und Optimierung	Numerische Simulation	Engineering & Design	Fertigungs- und Fügeverfahren	Produktionstechnologie	Analyse & Werkstoffprüfung	Struktur-/Funktionsdemonstratoren	Komponententests
Prozesskette							
3D-verstärkte Oxid-faserkeramiken			Textile Verfahren für Oxid-CMC-Preforms		2D-3D-Metallographie, Röntgenbeugung		
Aerogele/Nanostrukturierte Werkstoffe			CVD und Arc-PVD		Funktionstests für Beschichtungen		
Leichtmetalle (Al-, Ti-Legierungen)			EB-PVD, Magnetron-Sputtern, GFS		Test von Sensoren und Katalysatoren		
Intermetallics (TiAl-Legierungen)	SLM Erstarrungs- und Sintersimulation		Selektives Laserstrahlschmelzen		Stat./dyn. Werkstoffmechanik	3D-gedruckte Komponenten (Ti-, TiAl-, Ni-, Cu-Legierungen)	
FVK-Metall-Lamine	Probabilistische Methoden		Friction Stir Welding		REM, TEM, Mikroskopische Analyse	Dünnschichtsensoren	
WHIPOX® Oxidfaserkeramik	Interface Simulation		Galvanisches Beschichten		Bruchmechanik	Nanostrukturierte Batterien, SuperCaps	
Coatings für SiC-SiC-CMC	Simulation Gefügeeigenschaften Metalle	Autarke Sensorsysteme	Wickel- und Legeverfahren für Oxid-CMC		Stat./dyn. Biax-Tests Hautfelder (1,5 x 2 m)	Gassensoren und Katalysatoren	
Keramische und metallische Coatings	Simulation Gefügeeigenschaften CMC	ALM baugerechtes Prozess-Engineering	Gasverdrängung TE-Werkstoffe		Thermomechanische Ermüdungstests	Beschichtete Hardware	
Thermoelektrische Werkstoffe	Simulation Temperaturprofil im TE-Element	Thermoelektrische Modulauslegung	Kompaktierung TE-Pulver	Massentaugliche Technologie für TEG	Aerogel spezifische chemische Analyse	Gasturbinenkomponenten	
					Thermoelektrische Charakterisierung	Thermoelektrische Generator-Module	Test/Validierung der TEG-Effizienz
Institut für Werkstoff-Forschung							

■ Situation 2012    ■ Neu etablierte Forschungsthemen im vergangenen Berichtszeitraum    □ Neue Forschungsthemen für den kommenden Berichtszeitraum

Tabelle 1: Wissenschaftliche Kompetenzen der Institute WF und BT

## Bewertungsfähigkeit

Ausbau der Fähigkeiten zur Evaluierung des Mehrwerts und der Wirtschaftlichkeit von Werkstoff- und Leichtbauweisen durch den Einbezug der gesamten Prozesskette.

## Digitalisierung

Durch ein prozessketten- und standortübergreifendes Datenmanagement sind beide Institute zukünftig in der Lage, alle Forschungsergebnisse und Daten umfassend zu nutzen und auch digital und sicher internen und externen Kooperationspartnern zu eröffnen.

Tabelle 2 dokumentiert den finanziellen Umfang der Forschungsarbeiten beider Institute BT und WF in den jeweiligen programmatischen Linien. Tabelle 2 zeigt, dass beide Institute BT und WF in nahezu allen für Werkstoff- und Strukturtechnologie relevanten programmatischen Schwerpunkten aktiv sind. Ihren Forschungsschwerpunkt haben BT mit 43 % Grundfinanzierung (GF) und 18 % Drittmittelanteil (DM) und WF mit GF 50 % / DM 11 % im Programm Luftfahrt. Während bei BT im Weiteren die Forschungsarbeiten im Programm Raumfahrt (GF 16 % / DM 15 %) dominieren, zeigt sich bei WF das Programm Verkehr als zweitstärkster Bereich (GF 11 % / DM 7 %). Die Grundfinanzierung in der Raumfahrt und Energie sind mit 9 % und 7 % ausbaufähig. Am Institut BT addieren sich die grundfinanzierten Aktivitäten im Verkehr auf einen Anteil von ca. 4 % des Gesamtumsatzes, während die Arbeiten im Bereich der Energie ausschließlich über Drittmittel finanziert werden (3 %). Die Drittmittelanteile werden durch den Trend der zunehmenden Gegenfinanzierung aus dem weitgehend fixen Institutsbudget (Grundfinanzierung) limitiert. Nur einige wenige öffentliche Bundesförderprogramme (LuFo) oder Landesförderungen (Baden-Württemberg und Bayern) bieten eine 100%-Finanzierung der Drittmittelprojekte. Im Luftfahrtforschungsprogramm (LuFo) ist die Drittmittelakquisition im Rahmen der DLR-Quote und durch DLR-interne Vorgaben begrenzt. Die Drittmittelakquisition ist daher durch den nach Abzug der in DLR-internen Projekten konditionierten Mittel verbleibenden Grundfinanzierungsanteil begrenzt.

Die Beiträge zu den strategischen Themen Digitalisierung und zu Factory of the Future sind in den Arbeiten in den vier programmatischen Schwerpunkten der Tabelle 2 integriert.

## Die Kooperation BT und FA im Bereich der Faser-verbundkunststoffe

Im Bereich der Faserverbundkunststoffe (FVK) haben das Institut FA und das Institut BT in den letzten Jahren komplementäre Kompetenzprofile vereinbart und gezielt entwickelt. Das Institut BT konzentriert sich im Bereich der FVK-Strukturtechnologie auf die folgenden Forschungsschwerpunkte:

- Thermoplastische Faserverbundkunststoffstrukturen
- Duomere Faserverbundbauweisen mit Fokus auf Trockenablegen und Vakuuminfiltration
- Metall-FVK-Hybridbauweisen inklusive Lamine
- Strukturelle Integrität mit Fokus auf High Velocity Impact (HVI) und Crash

Das Forschungsfeld Produktionstechnologie für Faserverbundkunststoffstrukturen im Zentrum für Leichtbau-Produktionstechnologie (ZLP) gestalten beide Institute gemeinsam technologisch komplementär an den beiden neuen DLR-Standorten Stade und Augsburg.

Analog zu den oben genannten Schwerpunkten von BT konzentrieren sich die Arbeiten im Bereich der Produktionstechnologie für FVK-Strukturen (BT Augsburg) auf roboterbasierte Produktionstechnologien für

- Thermoplastische FVK-Strukturen
- Duomere FVK-Strukturen mit Fokus auf Trockenablegen/ Vakuuminfiltration
- Fiber Metal Laminates (FML)
- Automatisierte Fügeverfahren, zukünftig auch für Leichtmetallstrukturen
- Roboterbasierte Montageverfahren
- Produktionsintegrierte Qualitätssicherung

Das Ziel beider Institute ist es, alle wichtigen FVK-Technologien vom Werkstoff bis zur Produktionstechnik abzubilden.

Mit einem gemeinsamen Direktorium, definierten Rollen im Außen- und Innenverhältnis sowie der Unterstützung eines Industriekuratoriums sichern beide Institute die gemeinsame Gestaltung des Themenfeldes FVK und darüber hinaus des Themenfeldes Leichtbau.

		Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie		Institut für Werkstoff-Forschung	
Luftfahrt	Das Kurzstreckenflugzeug	43 %	18 %	50 %	11 %
	Das Langstreckenflugzeug				
	Der unbemannte Luftfrachttransport				
	Der Rettungshubschrauber 2030				
	Das virtuelle Produkt				
Raumfahrt	Der wiederverwendbare Raumträger	16 %	15 %	9 %	2 %
	Die Explorationstechnologie				
Verkehr	Die umweltfreundlichen und sicheren Straßen- und Schienenfahrzeuge	4 %	1 %	11 %	7 %
Energie	Die flexible und robuste Stromerzeugung mit fossilen und erneuerbaren Energieträgern	3 %	Energie: keine Grundfinanzierung	7 %	2 %
	Der Energiespeicher für mehr Effizienz und die Integration erneuerbarer Energien				

■ %-Anteil Grundfinanzierung am Gesamtumsatz

■ %-Anteil Drittmittelfinanzierung am Gesamtumsatz

Tabelle 2: Prozentualer Anteil des Umsatzes der Institute BT und WF an den programmatischen Schwerpunkten der DLR-Strategie „Next Generation DLR“



## 1.5. Die Entwicklung des Forschungsprofils des Instituts BT im Rahmen der Strategie des DLR

Tabelle 3 stellt die Zuordnung der Forschungsarbeiten des Instituts BT zu den fachlichen Schwerpunkten der DLR-Strategie „Next Generation DLR“ und zum Querschnittsthema „Digitalisierung“ aus der DLR-Strategie 2030 dar. Die Arbeiten zum Querschnittsthema „Energiespeicher/Energieeffizienz“ sind dem Programm Energie zugeordnet. Die dunkelblauen Felder zeigen die primäre Zuordnung der Forschungsthemen zu den programmatischen Zielfeldern, die hellblauen die sekundären (synergetischen). Die Darstellung zeigt, dass das Forschungsportfolio des Instituts BT sich querschnittlich über alle Forschungsbereiche entlang der programmatischen Zielfelder des DLR erstreckt.

Im Berichtszeitraum wurde das Forschungsportfolio im Rahmen der DLR-Strategie konsequent weiterentwickelt. Die wichtigsten neuen und ausgebauten Themenfelder sind im Folgenden zusammengefasst.

### Neue Themenfelder

#### Automatisierbare thermoplastische Prozessertechnik

Die Technologie der thermoplastischen FVK wurde im Berichtszeitraum an beiden Institutsstandorten deutlich ausgebaut. In Stuttgart wurde die Press- und Vakuumkonsolidierung um ein robotergestütztes automatisiertes Tapelegsyste mit Laserheizung der Firma AFPT ergänzt. Dies eröffnet im Wechselspiel mit den genannten Verfahren weitere Designfreiheitsgrade. Grundlegende Untersuchungen zur In-situ-Konsolidierung von TP-FVK wurden durchgeführt und erste Prinzipbauteile durch Wickeln und Ablegen hergestellt. Die in Stuttgart aufgebaute Tapelegezelle (TLZ) ist kompatibel mit der Multifunktionalen Zelle (MFZ) des ZLP Augsburg und ermöglicht so den Transfer von Prozessen und Anlagenkomponenten. In Augsburg wurde zusätzlich eine Presse zur Konsolidierung von Organoblechen aufgebaut, die im Wechselspiel mit einem roboterbasierten und durch ein Bildererkennungssystem unterstütztes Pick&Place System zu einer vollständig automatisierten Produktionslinie für TP-FVK ergänzt wurde.

#### Automatisierte Fertigung von GLARE-Schalen

Initiiert durch Airbus und Premium Aerotec entstand im Berichtszeitraum das Projekt „AutoGlare“ mit dem Ziel, den Produktionsprozess von GLARE-Schalen zu automatisieren und Produktionskosten zu senken. In Kooperation mit dem Institut FA in Braunschweig und Stade, externen Partnern und der Industrie wurde dazu im Rahmen der DLR-Allianz „Zentrum Leichtbau-Produktionstechnologie ZLP“ die Automation des Ablegeprozesses von dünnen Aluminiumblechen und Glasfaserprepregs zur wirtschaftlichen Herstellung von GLARE-Halbzeugen im Full-Scale-Maßstab entwickelt und validiert.

#### SiC Keramik (SiC/SiC-CMC und SiC-SiC)

In Deutschland gibt es keine SiC/SiC-Faserkeramik mit ausreichender Lebensdauer für den Einsatz im Flug- oder Raumfahrttriebwerk. Das Institut BT hat die Kompetenz in der Entwicklung von SiC/SiC-Faserkeramik im Berichtszeitraum deutlich ausgebaut. Neben der Einbringung neuer Faserqualitäten wurden auch gekoppelte Verfahren (Flüssigsilizierung, Polymerinfiltration) entwickelt, die eine

vielsprechende CMC-Qualität herstellen ließen. Preformen für biogene Keramiken (SiC-SiC) auf der Basis von Holz-Harz-Mischungen wurden erstmalig im Injection-Molding-Verfahren hergestellt und erfolgreich in Keramik konvertiert. Aufbauend auf diesen Erfahrungen wurde mit der Herstellung komplexer Preformen durch den 3D-Druck begonnen. Erste Versuche sind sehr vielversprechend.

#### Ultra-High Temperature CMC

Die bisher höchsten Einsatztemperaturen in oxidischer Atmosphäre weist eine Gruppe von refraktären Keramiken, die Ultra-High Temperature Ceramics (UHTC), auf. Ein Nachteil dieser Materialklasse ist die sehr geringe Schadenstoleranz, welche aus der geringen Bruchzähigkeit resultiert. Wie bei anderen faserverstärkten Keramiken (Ceramic Matrix Composites, CMC) kann durch die Verwendung von Verstärkungsfasern ein pseudoplastisches Verhalten eingestellt werden, das diesen Nachteil kompensiert. Deshalb hat das Institut BT begonnen, neue Verfahren zur Herstellung von faserverstärkten ultrahochtemperaturstabilen Keramiken (UHTCMC) mittels Schmelzinfiltration zu entwickeln. Basis ist eine Matrix aus Zirkoniumdiborid ( $ZrB_2$ ) und Zirkoniumcarbid (ZrC) verstärkt mit Kohlenstofffasern. Die vielversprechenden Ergebnisse fanden in der internationalen Community höchste Beachtung.

#### Kosteneffiziente Bauweisen und Strukturen für Trägersysteme

Gefördert durch das Land Bayern und die ESA, wurde im Rahmen der Entwicklung der Ariane 6 zusammen mit der Industrie ein Boostergehäuse im Full-Scale-Maßstab entwickelt und im Institut hergestellt. Kernaufgaben waren die Entwicklung des Designs und der Faserarchitektur und des automatisierbaren Produktionsverfahrens auf der Basis eines gekoppelten Ablege-/Wickelverfahrens. Das Boostergehäuse wurde im Juli 2017 erfolgreich in Druckversuchen getestet. Damit wurde die technologische Basis für einen substantiellen Wertschöpfungsanteil an der Ariane 6 für die deutsche Industrie geschaffen.

#### Kosteneffiziente Strukturen für Satelliten

Sogenannte „Constellations“, 200 bis 900 baugleiche Satelliten, die u. a. für die Bereitstellung eines weltübergreifenden Internets in die Umlaufbahn gebracht werden, revolutionieren durch den Kostendruck der Serie die Satellitenarchitekturen. Gefördert durch das Land Baden-Württemberg hat das Institut BT im Jahr 2016 im Rahmen des Projekts IRAS (Integrated Research Platform for Affordable Satellites) zusammen mit der Universität Stuttgart, der Fraunhofer Gesellschaft und Industriepartnern begonnen, sich dem Thema der wirtschaftlichen Satellitenarchitekturen zu widmen. Forschungsschwerpunkte sind der metallische und polymere 3D-Druck, kostengünstige Elektronik, der Einsatz von Thermoplasten und Faserkeramiken und die Verknüpfung der Partner durch eine neue Art des Concurrent Engineerings.

#### Ablatormaterialien

Im Rahmen der Helmholtz-Allianz DLR@ Uni wurde ein neues, hybrid Ablatormaterial ZURAM® entwickelt und im Plasmawindkanal auf die chemische Degradation (Pyrolyse) getestet. Die Ergebnisse zeigen, dass ZURAM® als deutsches Ablatormaterial in seiner Leistungsfähigkeit auf gleicher Ebene mit aktuelle Referenzmaterialien wie PICA (NASA) oder ASTERM (Airbus Safran Launchers) eingeordnet werden kann.

### **Datenmanagementsystem für Produktionsumgebungen**

Im Berichtszeitraum wurde in der Produktionsumgebung des ZLP Augsburg ein erster Ansatz für ein neues Datenmanagementsystem entwickelt, das sämtliche relevanten Prozessdaten inklusive der Peripheriedaten erfassen sowie retrospektiv und prognostisch auswerten lässt. Diese Plattform wurde in Zusammenarbeit mit Industriepartnern auf den Bedarf der industriellen Produktion ausgerichtet und im Rahmen des Datenmanagementsystems PRAESTO und im Projekt Procomp im Rahmen der Fertigung von Boostergehäusen erstmalig angewendet. In Zusammenarbeit mit den neuen DLR-Instituten in Dresden und Augsburg und im Rahmen der Großinvestition CUBE mit dem Institut FA wird dieses Konzept in den nächsten Jahren weiter ausgebaut werden.

### **Weiterentwicklung bestehender Forschungsfelder**

#### **Bauweisen für Raumfahrtantriebe**

Eine Herausforderung für die wickeltechnische Herstellung von Faserverbundkeramiken ist die Beherrschung der Delamination bei der Keramisierung. Hier hat das Institut neue Technologien entwickelt, die eine delaminationsfreie und dichte CMC-Schubdüse fertigen lässt. Diese Technologie ist die Ausgangsbasis für die Entwicklung einer hyperboloiden Brennkammer mit verbessertem Wirkungsgrad. Wichtiges Element ist in diesem Zusammenhang der Injektor. Hier hat das Institut zusammen mit externen Partnern und dem Institut WF erstmalig einen gedruckten Injektorkopf mit reduzierter Bauteilzahl und verbessertem Zerstäubungswirkungsgrad realisiert.

#### **Vorentwurfswerkzeuge für Aerostrukturen**

Im Berichtszeitraum 2012-2017 wurden die Arbeiten zu einem Entwurfswerkzeug auf der Basis des am DLR entwickelten Datenformats CPACS weitergeführt. In Kooperation mit DLR-Partnerinstituten wurde ein parametrisiertes Rumpfmödel entwickelt, mit dem anhand der aerodynamischen Konturvorgaben strukturelle Berechnungen mit varianten Strukturelementen (Hautdicke, Position der Versteifungselemente usw.) durchgeführt werden können. Auch die Schnittstelle zum Flügel wurde entwickelt, sodass der Rumpf an ein vorhandenes DLR Flügelmodell angeschlossen werden kann. Die resultierenden Schnittlasten dienen der Entwicklung von Komponenten. Dieses Tool ist essenzieller Teil der DLR-Strategie „Virtual Product“ und zieht jetzt bereits Zulieferer an, die unabhängig von Airbus ihre Strukturlösungen bewerten können.

#### **Virtuelle Zertifizierung**

Das Institut BT plant über die HGF-Großinvestitionsmaßnahme CUBE (Concurrent Certification Center) in den folgenden Jahren das Thema „Virtuelle Zertifizierung“ weiter konsequent auszubauen. Grundkonzept ist die Entwicklung eines durchgängigen Datenmanagementsystems mit Schnittstellen zu den digitalen Zwillingen der Bauweisen und deren Verfahren sowie den verfahrens- und prüftechnischen Anlagen. Speziell im Bereich Kurzzeitdynamik (Crash, HVI) werden Anlagen erweitert, um die Simulationsmethoden zu validieren und somit neue Wege der Zertifizierung virtuell zu unterstützen. Umgesetzt wird die Investition zusammen mit dem Institut FA. Zudem sucht BT die Kooperation mit den neuen Instituten in Augsburg, Hamburg, Jena und Dresden. In den nächsten sechs Jahren soll so eine experimentell validierte Basis zur virtuellen Entwicklung und Zertifizierung von Strukturen der Luft- und Raumfahrt geschaffen werden.

### **Thermoplasttechnologie**

Seit 15 Jahren forscht das Institut BT an Fertigungs- und Fügeverfahren und Bauweisen für carbonfaserverstärkte Thermoplaste (CF-TP). Diese Arbeiten wurden im Berichtszeitraum weiter ausgebaut. Am Standort Stuttgart wurden neue Designs und die spezifischen Fertigungstechnologien für Rotorblätter entwickelt und die Verfahrenstechnik um das automatisierte Tape-Legen erweitert. In Augsburg wurde eine Presse aufgebaut, die eine robotergestützte, automatisierte Verarbeitung von Organoblechen ermöglicht. Damit konnte sich das Institut BT als Kompetenzzentrum für Thermoplasttechnologien im DLR positionieren. Aktuell ist BT als Partner für Airbus zur Entwicklung und für den Bau eines CF-TP-Rumpfdemonstrators im Rahmen von Clean Sky II gesetzt.

### **Produktionstechnologie**

Die bei Weitem umfangreichste Weiterentwicklung im Institut BT liegt im Bereich der automatisierten Qualitätssicherung und Produktionstechnologie am Standort Augsburg.

Schwerpunkte der Arbeiten lagen im Bereich der Prozessautomation, der produktionsintegrierten Qualitätssicherung, der Montage- und Fügetechnologien inklusive Lösungen für die sichere Mensch-Maschine-Interaktion und Augmented Reality und der flexiblen automatisierten Produktionssysteme. Übergreifend wurden Lösungen für das Management und die Analyse von Prozessdaten sowie für neue leistungsfähige mechatronische Handhabungssysteme entwickelt, ebenso wie der digitale Zwilling der Roboterplattform und die Prozesssimulation. Der Fokus lag auf der Prozesskette für Out-of-Autoclave-Verfahren für Faserverbund- und Laminatstrukturen (Glare). Highlights waren die Herstellung des Boosterdemonstrators für die Ariane 6 und die dazugehörige Prozessentwicklung, die Montage einer Hubschrauberbodenstruktur und das vollautomatische Preforming einer Flugzeugrumpfsektion. Alle Demonstratoren wurden in Full-Scale auf der Basis von automatisierten Prozessen realisiert.

Zu den beschriebenen technologischen Entwicklungen dokumentiert Tabelle 3 auch die konsequente Entwicklung der numerischen Werkzeuge. Hier folgt das Institut BT zwei strategischen Ansätzen:

- Forschung entlang geschlossener Prozessketten vom Werkstoff zum Demonstrator und in wesentlichen Bereichen hin zur robotergestützten automatisierten Produktion
- Konsequente Entwicklung des digitalen Zwillings ausgewählter Module der Prozesskette bis hin zu Auslegungswerkzeugen inklusive des dazu nötigen Datenmanagements und der Validierungsfähigkeit aus der Hardware-Entwicklung

Damit positioniert sich das Institut BT als Hersteller von durch Industrie und Forschungspartner testbarer Hardware und als Partner der DLR-Strategie „Virtual Product“ und des strategischen Querschnittsthemas „Digitalisierung in der Wirtschaft“.

	Luftfahrt					Raumfahrt		Verkehr	Energie		Querschnitt Digitalisierung
	Das Kurzstreckenflugzeug	Das Langstreckenflugzeug	Der unbemannte Luftfrachttransport	Der Rettungshubschrauber 2030	Das virtuelle Produkt	Der wiederverwendbare Raumträger	Die Explorationstechnologie	Die umweltfreundlichen und sicheren Straßen- und Schienenfahrzeuge	Die flexible und robuste Stromerzeugung mit fossilen und erneuerbaren Energieträgern	Der Energiespeicher für mehr Effizienz und die Integration erneuerbarer Energien	Digitalisierung: Factory of the Future, Simulation Based Certification, Big Data-Platform, Condition Monitoring for Safety Relevant Structures
<b>Hochleistungsstrukturen für die Luftfahrt</b>											
Aerostrukturen											
Numerische Methoden											
Vorentwurf											
Auslegungsmethoden											
Virtuelle Zertifizierung											
Strukturkonzepte und Fertigungstechnologien											
Strukturkonzepte für Crash-Lastfälle											
Strukturkonzepte für HVI-Lastfälle											
Hochleistungs-Leichtbastrukturen											
Fertigungstechnologien											
Hochleistungsstrukturen für Luftstrahlantriebe											
Numerische Methoden											
Composite-Composite-Impact											
Schädigungsmodelle und Lebensdauerberechnung											
Auslegungsmethoden											
Spezifische Analysemethoden											
Werkstoff- und Fertigungstechnologie											
Strukturkonzepte für Komponenten der Gasturbine											
Verdichter											
Brennkammer											
Turbine											
<b>Kosteneffiziente Hochleistungsstrukturen für die Raumfahrt</b>											
Materialentwicklung, Charakterisierung und Fertigung											
Faserkeramiken											
Ablatormaterialien											
Isolationsmaterialien											
Permeable Strukturen											
Methoden, Charakterisierung und Analyse											
Kosteneffiziente Bauweisen und Strukturen für Trägersysteme											
Strukturtechnologien für Trägersysteme											
Flugexperimente											







## 2. Wissenschaftliche Arbeiten und Ergebnisse

### 2.1. Hochleistungsstrukturen für die Luftfahrt

Im Programm Luftfahrt lagen die Schwerpunkte des Instituts auf den Themenfeldern Primär- und Hochauftriebsstrukturen sowie Strukturen für Luftstrahlantriebe. Im Rahmen der Forschung an neuen Hochleistungsleichtbaulösungen verfolgt das Institut eine prozesskettenorientierte Strategie („vom Werkstoff zum Full-Scale-Demonstrator“) mit dem Ziel, konsequent die digitalen Zwillinge zu den Elementen der physischen Prozesskette zu entwickeln. Die digitalen Lösungen sind Teil der DLR-Strategie „Virtual Product“, „Virtual Engine“ und „Virtual Airframe“ und wurden in Zusammenarbeit mit relevanten DLR-Instituten entwickelt. Schnelle, parametrisierte Vorauslegungswerkzeuge für Rumpf- und High-Lift-Strukturen sowie Triebwerkskomponenten, gekoppelte Simulationswerkzeuge und interdisziplinäre Optimierungsplattformen sind ebenso Bestandteil der Forschungsarbeiten wie die Entwicklung disziplinenübergreifender Datenformate (z. B. CPACS) und kompatibler Schnittstellen zu den digitalen DLR-Plattformen. Eine große Rolle spielt die Simulation der Strukturantwort bei Crash und Impact unter Einbezug der digitalen Abbildung des Untergrunds und des Einschlagkörpers (Impactor). Für die keramischen Verbundwerkstoffe, deren Einsatz im Triebwerk höhere Betriebstemperaturen und höhere Effizienz verspricht, wurden auf der Basis von 3D-CT-Analysen Schädigungsmodelle entwickelt und in die Auslegungswerkzeuge integriert. Auch die Arbeiten zu formatübergreifenden Datenmanagementlösungen wurden im Berichtszeitraum intensiviert und fließen im Folgenden in die Kooperation mit den neuen DLR-Instituten ein. Die digitale Werkzeugpalette ist zudem inhärenter Bestandteil der Weiterentwicklung der virtuellen Zertifizierung.

Die Entwicklung der physischen Strukturlösungen baut auf den digitalen Werkzeugen auf und richtet sich nach dem Bedarf der Industrie. Bei den duromeren Faserverbundstrukturen standen neue crash- und HVI-tolerante Designs sowie die Optimierung der kostengünstigen Out-of-Autoclave-Verfahren im Vordergrund, welche in Demonstratoren im Full-Scale-Maßstab beziehungsweise auf Komponentenebene mündeten und getestet wurden.

Seit mehr als 15 Jahren arbeitet das Institut an thermoplastischen Faserverbundstrukturen und deren Herstell- und Fügeverfahren. Dem steigenden Interesse der Industrie folgend, hat das Institut diese Aktivitäten im Berichtszeitraum im Bereich der Verfahrenstechnik und der Produktionstechnologie der thermoplastischen CFK deutlich ausgebaut. Der Fokus lag dabei auf der Entwicklung von Hochauftriebsstrukturen (zum Beispiel mit Lösungen zur Laminarhaltung), neuen Rumpfkonzerten in TP-CFK-Technologie und den automatisierbaren Fertigungs- und Fügeverfahren. Neben den duromeren und thermoplastischen FVK-Technologien erweiterte das Institut sein Kompetenzprofil im Rahmen einer intensiven Industriekooperation und in Zusammenarbeit mit dem Institut WF um FML-Strukturen (GLARE) für Rumpfstrukturen.

Auch für Luftstrahlantriebsstrukturen zeigen TP-CFK-Lösungen enormes Potenzial, sowohl bei der Reduktion des Gewichts als auch

der Kosten. Aufbauend auf den Auslegungswerkzeugen wurden TP-CFK-Lösungen für die Fans eines Open-Rotor-Antriebs wie CRISP entwickelt, welche sich nun auf dem Weg in den Prüfstandtest befinden. Zudem wurden Konzepte zur automatisierten Serienproduktion erarbeitet. Neben den polymeren Composites sind die keramischen Faserverbundwerkstoffe (Ceramic Matrix Composites – CMC) die „Game Changer“ der Zukunft. Für die Anwendung in hochtemperaturbelasteten Bauteilen der Brennkammer und Turbine hat das Institut im Berichtszeitraum neue Hochtemperaturvarianten (u. a. SiC-SiC-Werkstoffe) entwickelt. Als Schlüsseltechnologie zur Beherrschung der Lebensdauer wurde in Zusammenarbeit mit dem Institut WF das Themenfeld „Schutzschichten für SiC-SiC-CMC“ aufgebaut. Als langfristige Alternative hat das Institut mit den Forschungsarbeiten zu UHTCMC (Ultra-High Temperature CMC) begonnen und sich in kurzer Zeit international auf den vorderen Rängen positioniert. Auf der Basis der vom Institut WF entwickelten oxidischen Faserkeramik WHIPOX® entstanden im Berichtszeitraum mehrere Brennkammerdemonstratoren für Mikrogasturbinen. Die Ergebnisse aus den Prüfstandtests fließen in die Entwicklungsarbeiten zurück. Auch der Schritt zu großen CMC-Komponenten für Gehäuse Teile im Ein-Meter-Bereich gelang erstmalig im Rahmen einer Industriekooperation.

Im Bereich der polymeren Faserverbundstrukturen ist das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (FA) strategischer Partner für das Institut BT. Im Rahmen der Allianz „Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie ZLP“ und in beratender Begleitung durch ein industrielles Leichtbaukuratorium entwickeln die Institute BT und FA ihre wissenschaftlichen Kompetenzprofile und Infrastrukturen komplementär zueinander.

Im Folgenden werden die Inhalte und Ergebnisse aus dem Berichtszeitraum im Detail dargestellt.

#### 2.1.1. Aerostrukturen

##### 2.1.1.1. Numerische und experimentelle Methoden

###### Vorentwurf

Im Bereich des Vorentwurfs von Luftfahrzeugen (Starr- und Drehflügler) wird beim Institut BT vor allem an numerischen Werkzeugen gearbeitet, die sich mit der Auslegung sowie Massenabschätzung des Rumpfes bzw. der Zelle beschäftigen und als wichtiger Baustein in multidisziplinäre Analyse- und Optimierungsketten eingebunden werden. Eine zentrale Voraussetzung für diese Einbindung in Prozessketten ist dabei die vollständige Automatisierung, von der Modellerstellung über die anschließende Strukturdimensionierung bis hin zur Rückführung der Ergebnisse in den globalen Prozess.

###### a) Prozesskette und primär implementierte Tools

Zentrale Bestandteile der automatischen Prozessketten für die multidisziplinäre Analyse sind die Verwendung des CPACS-Datensatzformates (Common Parameterized Aircraft Configuration Schema) sowie der Prozesssteuerungssoftware RCE (Remote Component Environment). Bei CPACS handelt sich um ein am DLR entwickeltes

Datenformat zur Beschreibung von Luftfahrzeugen sowie weiterer Aspekte des Luftverkehrs. CPACS ist XML-basiert und hierarchisch aufgebaut, sodass neben globalen Beschreibungen, wie z. B. den Hauptabmessungen des Luftfahrzeugs, auch sehr detaillierte Beschreibungen für disziplinäre Analysen eingebunden werden können. Vom Institut BT wurden in das CPACS-Format vor allem die sehr detaillierte Beschreibung der Rumpfstruktur mit allen relevanten Versteifungen (z. B. Stringer, Spante, Druckschotte usw.) sowie die verwendeten Materialien und Halbzeuge (Profile, Bleche usw.) eingebracht. Die Prozesssteuerungssoftware RCE ermöglicht die Kopplung von Prozessen über verschiedene Rechnersysteme und Institutsgrenzen hinweg, sodass die numerischen Werkzeuge DLR weit genutzt werden können, ohne dass die Quellcodes der Werkzeuge sowie Zwischenergebnisse übergeben werden.

Auf der Grundlage der im CPACS-Format abgelegten Strukturbeschreibungen werden durch die von BT entwickelten Netzgeneratoren TRAFUMO bzw. ROFUMA automatisch FE-Modelle des Rumpfes bzw. der Drehflügelzelle in der sogenannten GFEM-Qualität (Global Finite Element Model) erstellt. Bei dieser Diskretisierung wird jedes Hautfeld zwischen zwei benachbarten Stringern und Spanten durch ein Schalenelement repräsentiert, während die Stringer und Spante durch Balkenelemente diskretisiert werden. In Abbildung 1 sind die Hauptkomponenten des FE-Modells sowie die verwendeten Elementtypen am Beispiel des Rumpfes eines Transportflugzeugs dargestellt.

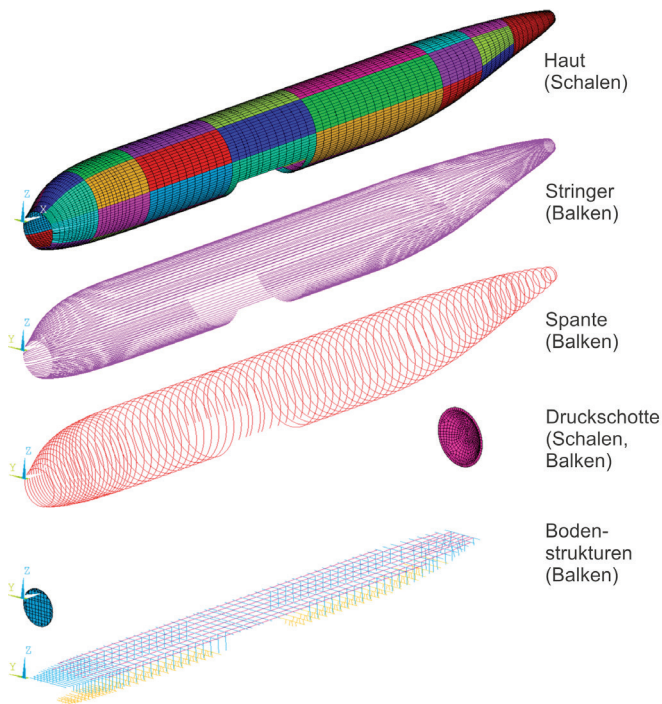


Abbildung 1: Hauptkomponenten des parametrischen Rumpfmodells

Zur realistischen Einleitung der Lasten aus den Tragflügeln und Leitwerken werden die Lasteinleitungsbereiche im zentralen Rumpfbereich sowie am Leitwerksanschluss ebenfalls parametrisch beschrieben und modelliert (siehe Abbildung 2).

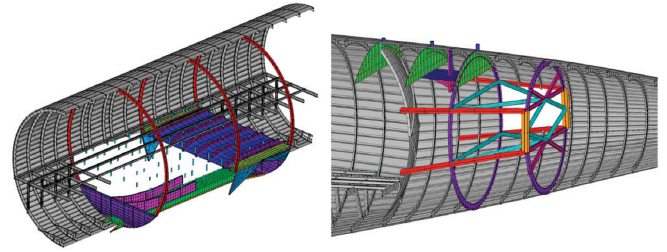


Abbildung 2: Modelle für den zentralen Rumpfbereich und Leitwerksanschluss

Nach der Erstellung des FE-Netzes werden den Elementen die Eigenschaften (Wandstärken, Materialeigenschaften usw.) der jeweiligen Bauelemente zugewiesen und die Belastungen aufgebracht, die im Allgemeinen aus einer zuvor durchgeführten Lastanalyse bei Projektpartnern stammen.

Die Dimensionierung des Rumpfes erfolgt anschließend unter Verwendung des DLR-Tools SBOT+ iterativ, wobei Festigkeits- und Stabilitätskriterien für die Haut sowie die Versteifungen berücksichtigt werden. Am Ende des Dimensionierungsprozesses werden die berechneten Wandstärken und notwendigen Profilquerschnitte sowie die aufintegrierte Masse der Primärstruktur wieder in die CPACS-Datei des Analyseprozesses zurückgeschrieben.

Neben der reinen Auslegung nach statischen Lasten wurden auch erste Ansätze zur Berücksichtigung von dynamischen Lasten (z. B. aus Crashlastfällen und Notwasserungen) im Rahmen einer gemeinsamen Betrachtung erfolgreich verfolgt. Zu diesem Zweck werden allerdings deutlich feinere Strukturnetze benötigt, um die großen Deformationen während der transienten Analyse hinreichend genau wiedergeben zu können. Daher wurde der Modellgenerator AC-CRASH entwickelt, mit dem ebenfalls CPACS-basiert deutlich feinere Netze der Rumpfstruktur generiert werden können. Im Gegensatz zu den o. g. GFEM-Modellen werden bei den feineren DFEM-Netzen (Detailed FEM) alle Versteifungen in ihrer Profildefinition realistisch modelliert und entlang ihrer realen Pfade in der Rumpfstruktur extrudiert, sodass entsprechend feine Netze aus Schalenelementen entstehen. Als Mischform können auch GFEM-Modelle mit eingelagerten sogenannten „detailedRegions“ erstellt werden, bei denen sich die feine Diskretisierung auf einen zuvor definierten Bereich beschränkt und automatisch Kopplungs- und Übergangsbereiche erzeugt werden. In Abbildung 3 ist eine fein modellierte Rumpfsektion für eine anschließende Crashanalyse dargestellt.

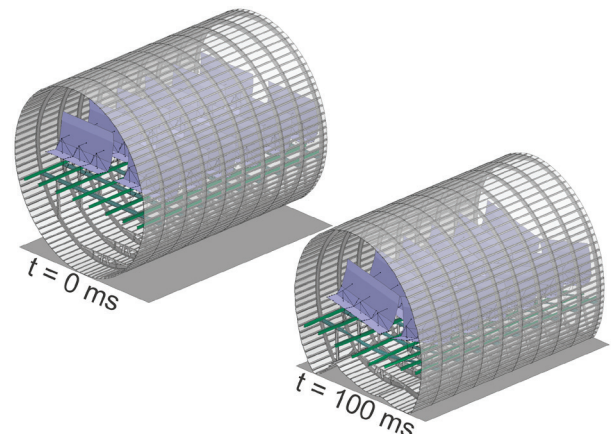


Abbildung 3: Feines Sektionsmodell für Crashanalysen

### Exemplarische Nutzung der Prozesse in Projekten

Die genannten Werkzeuge der BT Prozessketten wurden in einer Vielzahl von Projekten für unterschiedliche multidisziplinäre Analysen verwendet. Im Projekt DIGITAL-X wurde die Optimierung eines klassischen Langstreckenflugzeugs auf unterschiedlichen Detail-ebenen durchgeführt. Dabei wurden im Anschluss an den Konzeptentwurf und die Lastanalyse mit mehreren Tausend Lastfällen für die FE-basierte Strukturdimensionierung die kritischen Lastfälle von Partnerinstituten zur Durchführung einer Rumpfdimensionierung an das Institut BT übergeben. Die Verformungen am finalen Strukturmodell wurden schließlich zur Deformation des CFD-Netzes für die abschließende Leistungsberechnung verwendet. Somit konnte erstmalig im DLR eine gekoppelte Strömungs-Struktur-Simulation mit einem vollständig parametrisierten Gesamtflugzeugmodell aufgebaut werden.

Spezielle Aspekte eines integrierten Lastenprozesses wurden im Projekt iLOADS betrachtet. Auf der Basis globaler Schnittlasten aus der Lastanalyse wurden nach einer Strukturdimensionierung für einen ermüdungskritischen Fluglastfall lokale Schnittlasten in den Hautpaneelen der primär zugbelasteten Oberschale zwischen Flügel und Leitwerk berechnet. Diese wurden anschließend erstmalig im DLR zur Ableitung realistischer Lastspektren für einen bi-axialen Ermüdungsversuch an einem generischen, mit Stringern verstärktem Aluminiumpaneel am Institut WF verwendet. Zu diesem Zweck wurde eine sogenannte „detailedRegion“ für den betrachteten Bereich der Lastanalyse in das GFEM-Modell integriert (Abbildung 4).

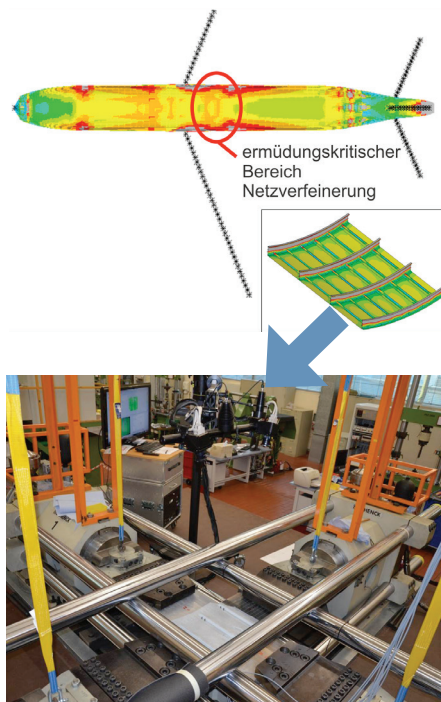


Abbildung 4: Kopplung Rumpfanalyse zu bi-axialem Ermüdungsversuch

### b) Weiterentwicklung der Vorentwurfsprozesskette

Die o. g. numerischen Werkzeuge basierten ursprünglich auf der Nutzung kommerzieller Pre-Prozessoren und Strukturlöser. So greifen die Modellerstellung in TRAFUMO als auch die Dimensionierung in S-BOT+ in hohem Maße auf das FE-Programmpaket ANSYS und die damit verbundene Skriptsprache APDL zurück. Die Anwendung in den DLR-Prozessketten hat aber gezeigt, dass die Abhängigkeit

von APDL zu erheblichen Einschränkungen bei der Laufzeit und der Flexibilität in der Anwendung führt, z. B. bei der Kopplung alternativer Strukturlöser.

Um den beiden Aspekten Leistung und Flexibilität Rechnung zu tragen, werden die Komponenten der Prozesskette seit 2016 konsequent in die lizenzfrei nutzbare Entwicklungsumgebung PANDORA (Parametric Numerical Design and Optimization Routines for Aircraft) in Python übertragen. Diese umfasst spezifische Module vom Einlesen der umfangreichen CPACS-Daten über Modellierungs- und Dimensionierungs-Algorithmen bis hin zur Visualisierung und Konvertierung der Daten und Modelle und steht seit Mitte 2017 auch anderen DLR-Instituten zur Verfügung. Mit der sukzessiven Einführung der PANDORA-Module konnten im Vergleich zu den Vorversionen erhebliche Leistungssteigerungen realisiert werden. Die Erstellung eines GFEM-Rumpfmmodells konnte z. B. von über einer Stunde Laufzeit auf unter 2 Minuten reduziert werden. Parallel wurde durch die Nutzung eines löserunabhängigen internen Datenformats und die Implementierung angepasster Schreibroutinen die Kopplung an unterschiedliche kommerzielle Löser (z. B. ANSYS, NASTRAN, ABAQUS) sowie Open Source-Strukturlöser, wie Code\_Aster und B2000++, realisiert.

Als weiterer wichtiger Aspekt bei der Entwicklung der PANDORA-Umgebung ist die Nutzung von Methoden des Software Engineerings zu nennen. Neben der seit Langem etablierten Nutzung eines SVN-basierten Versionierungssystems werden bei der PANDORA-Entwicklung auch automatische Modultests und Dokumentationen integriert sowie spezifische Funktionalitäten paketiert, um die Qualität der Software fortlaufend zu überprüfen, langfristig zu sichern und die Wartbarkeit der Software zu vereinfachen.

### Auslegungsmethoden

#### a) Simulationstechniken für die progressive Schädigung

Bei der Simulation von kurzzeitdynamischen Ereignissen wie Impact oder Crash bestehen die Hauptherausforderungen darin, geeignete Materialmodelle zur Vorhersage der Schadensmechanismen verfügbar zu haben und gleichzeitig die Simulationemethode auf Element- und Komponentenebene (komplexe Verbundschalenstrukturen) CPU-effizient zu halten.

Zu diesem Zweck wurde ein spezielles Verbundwerkstoffmodell als Benutzermaterial entwickelt, das sowohl intra- als auch interlaminare Schadensmechanismen nachbilden kann. Das Materialmodell basiert auf dem Kontinuumschadensmodell von Ladevèze und LeDantec für den ebenen Spannungszustand und einem dazugehörigen Delaminationsmodell, das selbst auf einem bilinearen Kohäsivzonenmodell basiert. Die Besonderheit des Ansatzes liegt darin, dass Delamination initiiert wird, wenn die Matrixschädigung in benachbarten Lagen einen kritischen Wert erreicht hat. Um das entwickelte Materialmodell für größere Strukturen nutzen zu können, wird zum anderen mit sogenannten Stacked-Shell-Modellen (gestapelter Schalenmodellansatz) gearbeitet, bei dem das Laminat in Unterlamine unterteilt ist, die durch kohäsive Grenzflächenschichten verbunden sind.

Untersuchungen, die mit dieser Simulationemethode durchgeführt worden sind, zeigen, dass die Auswahl und die Position der Unterlamine das Schadensmuster beeinflussen und dadurch die



prädiktiven Fähigkeiten des Simulationsansatzes begrenzen können. Das Materialmodell wurde mit experimentellen Ergebnissen aus Hochgeschwindigkeits-Aufprallversuchen an flachen Verbundplatten validiert. Die Entwicklung von intra- und interlaminaren Schäden mit zunehmender Aufprallenergie wurde in der Simulation gut erfasst. Ein quantitativer Vergleich ergibt, dass das Modell die Größe der internen Schäden vor allem für niedrigere Aufprallenergien überbewertet, was auf die grobe Diskretisierung in Dickenrichtung mit Schalenelementen zurückzuführen ist. Diese Diskretisierung wird in diesem Fall aus Rechenzeitgründen trotzdem betrachtet, um das Verhalten von Full-Scale-Strukturen rechnen zu können. Die Delaminationsfläche wird durch das entwickelte Modell bei hohen Aufprallenergien gut berechnet (Abbildung 5).

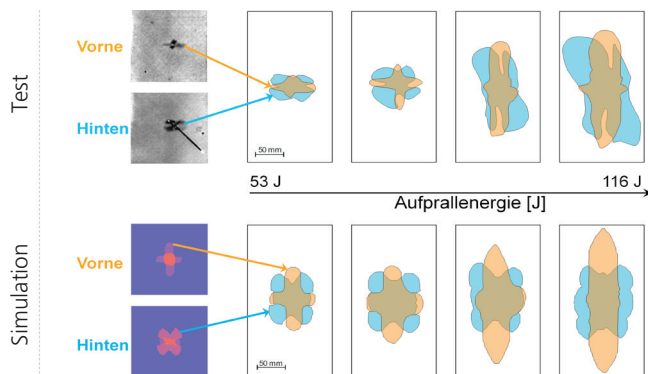


Abbildung 5: Vergleich der Delaminationsfläche in Faserverbundplatten zwischen Tests und Simulationen für verschiedene Aufprallenergien

Die laufende Forschung im Bereich der Materialmodellierung beschäftigt sich mit der Untersuchung von Dehnrateneffekten und deren Umsetzung in die numerischen Modelle.

## b) Simulationenmethoden für crashbelastete Strukturen

### Optimierungsmethoden für Crash-Auslegung

Im Rahmen der Entwicklung von Auslegungsmethoden für crashbelastete Strukturen konnte das Institut BT ein alternatives Crash-Konzept für Transportflugzeuge mit CFK-Rumpf entwickeln, das hauptsächlich im Crashfall auftretende Zuglasten zur Energieabsorption nutzt. Grundsätzlich liegt die Herausforderung bei Flugzeugrümpfen in CFK-Bauweise im tendenziell spröden Materialverhalten von CFK mit begrenzter Energieabsorption gegenüber metallischen Strukturen. Dies erfordert ein spezielles Crashdesign, das energieabsorbierende Elemente in der Rumpfstruktur vorsieht. Bei dem hier betrachteten Konzept sind Zug-Energieabsorber im Kabinenboden-Querträger sowie im Frachtraum-Querträger vorgesehen. Die Integration von Zug-Energieabsorbern zeigt Vorteile darin, dass keine strukturellen Instabilitäten (Beulen, Knicke usw.) auftreten, wie dies bei typischen Stauchabsorbern der Fall ist. Zug-Energieabsorber können daher leichter in eine Struktur integriert und beispielsweise durch das progressive Lochleibungsversagen von ohnehin vorhandenen Bolzenverbindungen umgesetzt werden.

Für die Entwicklung des neuen Crashkonzeptes hat das DLR die Auslegungsmethoden weiterentwickelt. Effiziente Methoden der numerischen Crashsimulation inklusive der automatisierten Erstellung parametrischer Crashmodelle wurden eingebettet in automatisiert ablaufende Optimierungsprozesse. Mit Hilfe von metamodellbasierten Optimierungsalgorithmen kommerzieller Codes wurden Zielgrößen

wie Passagierlasten oder Strukturgewicht vorgegeben und innerhalb definierter Grenzen die Absorbercharakteristiken (z. B. Lastniveaus bei Versagensinitiierung sowie bei anschließender progressiver Schädigung) optimiert, siehe Abbildung 6. Als Ergebnis des Optimierungsprozesses konnte das Institut BT erstmalig ein vorausgelegtes, crashsicheres Strukturdesign berechnen, das auch die zugehörigen, optimierten Versagenscharakteristiken von Energieabsorbern enthält, die für eine gezielte Auslegung dieser Strukturkomponenten im weiteren Entwicklungsprozess genutzt werden können.

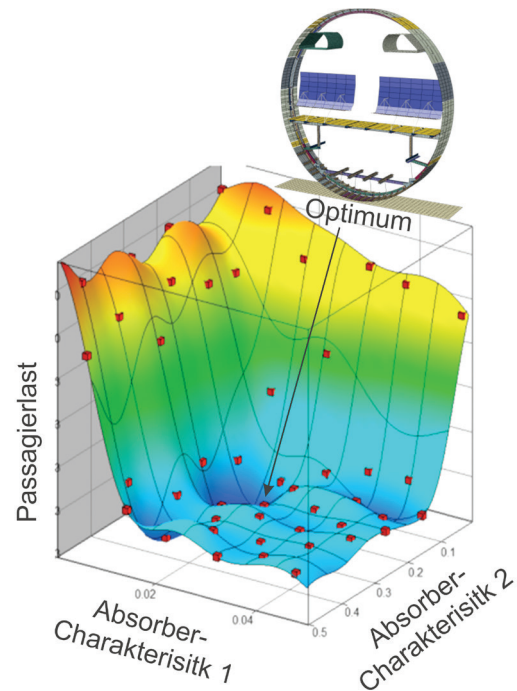


Abbildung 6: Optimierungsmethoden für die Crashauslegung

### Ditching-Simulationsmethodik und Validierung

Neben der Betrachtung von Crashvorgängen stellt bei der Zulassung von Transportflugzeugen auch die Notwasserung (engl. Ditching) einen zu betrachtenden Lastfall dar. Bei einer Notwasserung muss die dünnwandige Rumpfstruktur hohen Lasten standhalten, um das Aufreißen der Schale und somit das Eindringen großer Wassermengen zu verhindern. Aktuell werden im Zulassungsverfahren im Allgemeinen statische Lasten auf die Rumpfstruktur aufgebracht, die zuvor entweder experimentell oder analytisch an starren Modellen, d. h. unter Vernachlässigung lokaler Verformungen, bestimmt wurden. Eine kombinierte Betrachtung der in Realität transient wirkenden Drücke in Kombination mit einer nachgiebigen, dünnwandigen Rumpfstruktur erfolgte bisher nicht.

Beim Institut BT wurde der Einfluss struktureller Verformungen auf die lokal wirkenden hydrodynamischen Lasten untersucht und dabei ein signifikanter Anstieg dieser Lasten infolge lokaler Verformungen festgestellt. Diese Erkenntnis basiert sowohl auf der Auswertung einer Vielzahl geführter Wasseraufschlagtests an generischen Paneelen bei CRN-INSEAN unter diversen Kombinationen von Aufprallgeschwindigkeiten, Anstellwinkeln und Paneelwandstärken als auch auf gekoppelten numerischen Simulationen dieser Tests. Für diese transienten Simulationen wurden FE-Methoden mit expliziter Zeitintegration verwendet, wobei die verformbare Struktur durch klassische Finite-Elemente (dünne Schalen) und das Wasser durch Partikel in der netzfreien SPH-Methode repräsentiert wurden. In um-

fangreichen Simulationsstudien konnte diese Simulationemethodik anhand der global wirkenden Last sowie lokaler Dehnungsmessungen validiert werden.

Anschließend erfolgte der Übergang zu größeren Strukturbauteilen, um den Einfluss der Verformungen über mehrere Hautfelder hinweg zu untersuchen. In Abbildung 7 wird beispielhaft gezeigt, dass beim Aufprall ( $v_{x,0} = 40 \text{ m/s}$ ,  $v_{z,0} = -1,5 \text{ m/s}$ , Anstellwinkel  $\alpha = 6^\circ$ ) eines repräsentativen Hautpanels in klassischer Bauweise und mit typischen Stringer-/Spantwandstärken eine Lasterhöhung von über 60 % gegenüber einer starren Referenzstruktur zu erwarten ist.

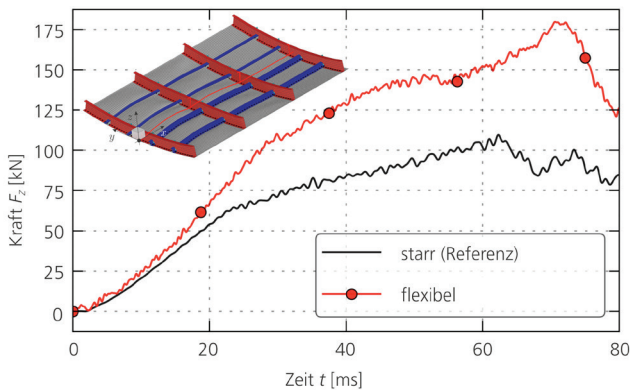


Abbildung 7: Einfluss lokaler Verformungen auf Ditchinglasten

Abschließend wurde eine Prozesskette (AC-Ditch) entwickelt, die automatisiert komplexe Simulationsmodelle für die Notwasserung von Transportflugzeugmodellen unterschiedlicher Detaillierung generiert. Darin wurden Flugzeugmodelle aus dem Forschungsbereich Vorentwurf (s. o.) integriert und zusätzliche Module, die die Aerodynamik während der Simulation berechnen oder die das Abreißen der Triebwerke einbeziehen, entwickelt und validiert. Der erzielte Fortschritt ermöglicht in Kürze die Durchführung sehr komplexer Simulationen mit flexiblen Gesamtflugzeugmodellen, um bewerten zu können, wie und in welchem Umfang sich lokale Verformungen auf die globale Flugzeugkinematik auswirken.

### c) High-Velocity-Impact-Simulationemethode auf vorbelastete Strukturen und Validierung

Wenn ein Aufprall (Impact, z. B. Vogelschlag, Hagelschlag) auf eine Luftfahrtstruktur erfolgt, ist diese Struktur im Allgemeinen gleichzeitig quasistatischen Lasten ausgesetzt. Im Rahmen des EU-MAA-XIMUS-Projekts wurde die Wirkung der statischen Vorbelastung auf die Reaktion einer Verbundstruktur unter Hochgeschwindigkeitsaufprall experimentell und numerisch untersucht. Fokus war, ein klares Verständnis von Vorbelastungseffekten auf die Hochgeschwindigkeitsschlagreaktion von Verbundstrukturen zu erreichen und den Stand der Technik für die Simulation von Aufprallschäden und Versagen in Verbundstrukturen unter Vorbelastungsbedingungen zu verbessern.

Zugvorspannungen haben einen Versteifungseffekt und führen zu stärkeren intralaminaren Schäden gegenüber interlaminaren Delaminationen im Vergleich zu Referenztests ohne Vorspannung (Abbildung 8a). Die Antwort auf einen Impact von druckbelasteten und gebeulten Faserverbundplatten wird durch die Beulform am Ort des Aufpralls bestimmt. Im Vergleich zu Tests auf Platten ohne Vorspannung verstärkt der konkave Hochgeschwindigkeitsaufprall die

Intra-Ply-Schädigung, und der konvexe Hochgeschwindigkeitsaufprall erhöht die Delaminationsschäden (Abbildung 8a). Der Hochgeschwindigkeitsaufprall auf einem Knoten einer gebeulten Platte führt nur zu geringfügigen Änderungen des Schädigungsverhaltens. Schließlich hat die Vorbelastung im Fall eines Rückpralls keinen Einfluss auf die Energiemenge, die von den beaufschlagten Platten absorbiert wird.

Die numerische Methodik trägt wesentlich zum mechanischen Verständnis des Hochgeschwindigkeitsaufpralls mit Vorlasten bei. Mithilfe der entwickelten Simulationemethoden und des implementierten Schädigungsmodells (siehe Abschnitt a) konnte gezeigt werden, dass die Vorlasten den Betrag der absorbierten Impact-Energie nur marginal beeinflussen und dass diese im Wesentlichen das Verhältnis zwischen Delaminations- und intralaminarer Schädigung verändern (Abbildung 8b). Eine numerische Parameterstudie zum Einfluss der Spannungsverteilung in der vorbelasteten Struktur weist zudem darauf hin, dass diese die Bildung und Bewegung der Biegewellen und damit den Schadensverlauf deutlich beeinflussen.

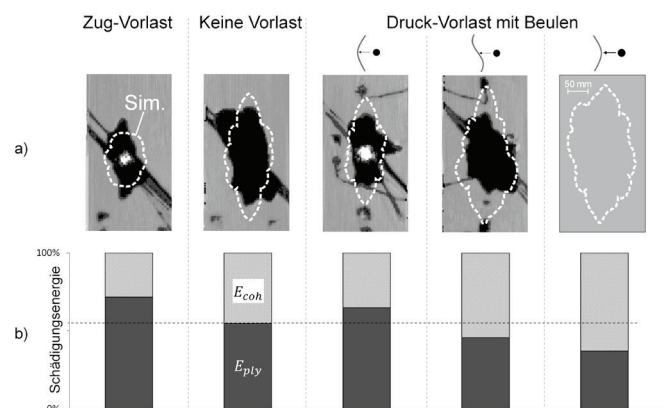


Abbildung 8: a) Effekt der Vorlast auf die Delaminationsschäden in Faserverbundplatten ( $E \sim 110 \text{ J}$ ) – Vergleich zwischen Tests und Simulationen; b) Effekt der Vorlast auf die Energiedissipation durch Delaminations- ( $E_{coh}$ ) und intralaminare Schäden ( $E_{ply}$ )

### d) Topologieoptimierung

Im Rahmen des Forschungsprogramms Clean Sky 2 werden im Projekt ICASUS (Integrated Cabin-Airframe-System Fuselage) Rumpfkonzepete untersucht, die durch neuartige Kombinationen aus Kabinen-, Struktur- und Systemkomponenten Verbesserungen hinsichtlich Gewicht, Herstellungszeit und -kosten versprechen. Eines der erarbeiteten Konzepte beschreibt die Verwendung eines „Supermoduls“, welches Elemente aus dem Kabinenboden und deren Stützstrukturen sowie Elemente aus dem Frachtboden in einem integrierten Modul vereint. Das Supermodul soll getrennt von den versteiften Halbschalen des Rumpfes hergestellt werden und bietet unter anderem durch die resultierende gute Zugänglichkeit hohes Automatisierungspotenzial.

Mithilfe der Methode der Topologieoptimierung wird dieses Konzept untersucht, z. B. hinsichtlich der Erschließung neuer Lastpfade durch die geschlossene Struktur zwischen Kabinen- und Frachtboden und der Anordnung und Orientierung von Versteifungsstrukturen. Die sich bei der Topologieoptimierung ergebende Fachwerkstruktur dient der Identifikation lastpfadgerechter Geometrien und Positionen von Rumpfausschnitten wie Fenstern und Türen sowie möglicher Positionen von lasttragenden Modulen wie Bordküchen oder Toiletten.

Zu diesem Zweck wurde ein FE-Modell erstellt, welches Schalenelemente für die Aufnahme von Druckkräften auf Außenhaut, Druckschotts, Kabinen- und Frachtboden enthält und Volumenelemente, welche mit den Schalenelementen gekoppelt sind sowie den Designraum für die Stützstruktur abbilden. Des Weiteren werden vereinfachte Lasten auf Flügel und Leitwerke auf die entsprechenden Bereiche des FE-Modells aufgeprägt. Die der Optimierung zugrunde liegende Rechnung ist eine Trägheitsrechnung. Als Material für die Simulation wurde eine Aluminiumlegierung verwendet.

Die zur Verfügung stehende Topologieoptimierungsmethode hat sich als nicht ausreichend robust hinsichtlich der komplexen Problemstellung erwiesen. Das gradientenbasierte Optimierungsverfahren unter Verwendung von Trägheitslasten reagiert sehr sensibel auf Variationen der Optimierungs- und Strukturparameter, wie beispielsweise der Schrittweite oder der Netzfeinheit. Ursächlich dafür ist der Zielkonflikt der Problemstellung: Eine Erhöhung des Elementfüllgrades führt zwar einerseits zu einer Erhöhung der Steifigkeit, andererseits aber auch zu einer Erhöhung der (Trägheits-)Lasten.

Anstelle einer einzigen eindeutigen Lösung wurde daher ein großer Lösungsraum abgesucht, insbesondere durch Variation der Optimierungsparameter, -randbedingungen und -ziele. Eine kleine Auswahl dieser Lösungen ist in Abbildung 9 dargestellt. Zu sehen sind jeweils auskonvergierte und geglättete Strukturen. Als Untergrenze der Elementfüllgrade wurde 50 % gewählt. Zur besseren Darstellung der Topologie sind nur Volumenelemente eingeblendet.

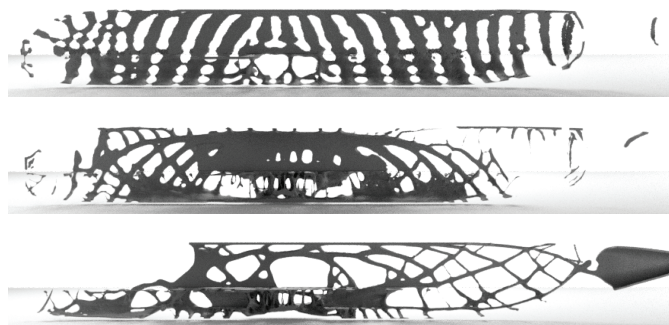


Abbildung 9: Drei Varianten einer topologieoptimierten Rumpfstruktur

Auch wenn durch die erwähnten Randbedingungen nur lokale Optima gefunden werden können und ein eindeutiges Design nicht identifiziert werden kann, erlauben die Forschungsarbeiten bei BT durch Vergleiche der Optimierungsergebnisse wertvolle Rückschlüsse auf neue Bauweisen für leichte und steife Rumpfstrukturen.

Diese Erkenntnisse sind lokal sehr verschieden. Die Vorzugsrichtung der Versteifungsstruktur ist im Bereich des Flügelmittelkastens beispielsweise in vertikaler und Längsrichtung orientiert und neigt sich mit anwachsender Entfernung vom Flügelmittelkasten zunehmend. Im oberen und unteren Rumpfsegment gibt es eine starke Tendenz hin zu Längsversteifungen. Die Struktur ist im Bereich des Flügelmittelkastens sehr massiv, sodass hier eine geeignete Position für lasttragende Monumente identifiziert wurde.

Die Untersuchung zeigt auch, dass keine grundlegend neuen Lastpfade unter Ausnutzung des Supermoduls nachgewiesen werden können. Die Stützstruktur von Kabinen- und Frachtboden besteht weiterhin hauptsächlich aus Querträgern und auch die Struktur im Bermuda-Dreieck und der Bilge ist dem konventionellen Design sehr ähnlich. Die Bauweise der „Stiffened Skin“-Außenhaut hat auch mit dem hier vorgestellten Konzept des Supermoduls weiterhin Bestand. Allerdings bieten die Anordnung und Orientierung der Versteifungselemente noch Optimierungspotenzial, welches natürlich erst durch moderne Fertigungsmethoden erschließbar gemacht werden muss.

## e) Experimentelle Methoden zu Crash und HVI

### Der neue DLR-Kunstvogel mit Verstärkung

Für die Zulassung von Aerostrukturen werden bislang Nachweisversuche mittels echter, betäubter Vögel durchgeführt. Am Institut BT wurden im Berichtszeitraum ein neuer Kunstvogel und die experimentell-numerische Methodik entwickelt, durch die zukünftig auf die Nutzung von echten Vögeln verzichtet werden könnte. Ziel der Arbeiten ist es, reproduzierbare Tests mit repräsentativen Vogelmodellen durchzuführen. Das Hauptelement ist dabei die Verstärkung der homogenen Vogelsimulanz (z. B. Gelatine) durch ein abstrahiertes Skelett (Reinforced Artificial Bird, RAB). Passend zur Form des Kunstvogels wurde eine neue Aufnahme (Sabot) für den Kunstvogel zur Beschickung in die Gaskanone und zur optimalen Beschleunigung beim Beschuss entwickelt. Mit dieser Methodik konnten die Form und Ausrichtung der Vogelsimulanz in Impactrichtung bis zum Aufprall stabilisiert werden. Dies führte zur wesentlichen Steigerung der Reproduzierbarkeit des Impacts und zu einer verbesserten Annäherung an das Aufprallverhalten realer Vögel. In den letzten Jahren wurde dieser Effekt auf mehreren Detaillierungsebenen überprüft. Zum einen wurden Kraftmessungen des Aufpralls des RAB mit einem Gewicht von 1.0, 1.8 und 3.6 kg bei Geschwindigkeiten zwischen 70 und 185 m/s durchgeführt (Abbildung 10). Für den stumpfen Aufprall konnte gezeigt werden, dass die Kraftverläufe vergleichbar mit dem Aufprall echter Vögel sind (Abbildung 11) und gegenüber dem üblichen Kunstvogel eine deutliche Verbesserung darstellen. Des Weiteren wurden 2017 Kraftmessungen bei relevanten Aufprallgeschwindigkeiten an starren Nasenkanten erprobt (Abbildung 12). Zum ersten Mal konnte die Kraft sowohl zeitlich als auch örtlich aufgelöst werden. Im Vordergrund stand dabei die numerische und experimentelle Simulation des Splittings beim Aufprall auf die Kante. Erste Versuche zeigen, dass die Simulation und das Experiment gut übereinstimmen.

Die Modelle des verstärkten Kunstvogels RAB kamen in der Entwicklung bei impactsensiblen Luftfahrtstrukturen zum Einsatz. Nasenkantenstrukturen für hybride Laminarerhaltung (Hybrid Laminar Flow Control, HLFC) wurden mit 3.6 kg schweren Kunstvögeln mit einer Impactgeschwindigkeit von bis zu 185 m/s in der institutseigenen Beschussanlage erfolgreich beschossen. Dabei wurde sowohl die strukturelle Integrität des Splitters als auch die experimentell-numerische Methodik mit dem RAB-Kunstvogel nachgewiesen (Abbildung 13). Es wurde erstmals gezeigt, dass der RAB DLR-Kunstvogel auch bis zu diesen hohen Geschwindigkeiten seine Form bis zum Impact beibehält.



Auf Initiative des Instituts wird eine Standardisierung der Vogel-schlag-Versuchsmethoden für Triebwerke, Strukturen und Scheiben von Luftfahrzeugen angestrebt. So arbeiten Experten seit August 2016 in einer Arbeitsgruppe der SAE, bestehend aus Vertretern der Industrie, Zulassungsbehörden und Forschungsorganisationen, zusammen. Diese internationale Gruppe erarbeitet eine Normierung, die bei Erfolg hinsichtlich der Vergleichbarkeit von Ergebnissen mit echten und künstlichen Vögeln als Nachweismethode anerkannt werden könnte. Die Gewichtsbandbreite wird ähnlich der bereits beim DLR genutzten sein, die Geschwindigkeit wird für Triebwerksanwendungen noch weiter erhöht werden. Hierfür wird das Institut mit industriellen Partnern zusammenarbeiten, um die Methodik weiterzuentwickeln und abzusichern.

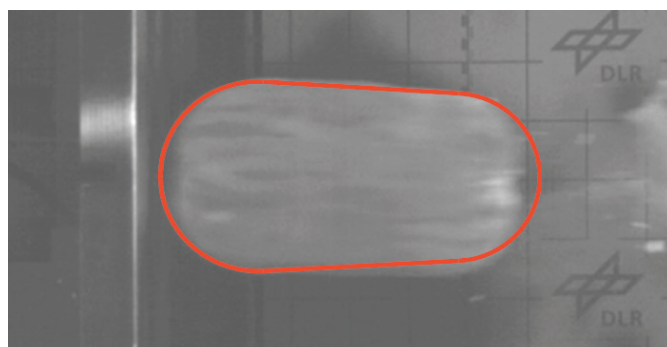


Abbildung 10: Kraftmessung bei stumpfem Aufprall des DLR-Kunstvogels RAB, hier ein Beispiel von 1.8 kg bei 135 m/s

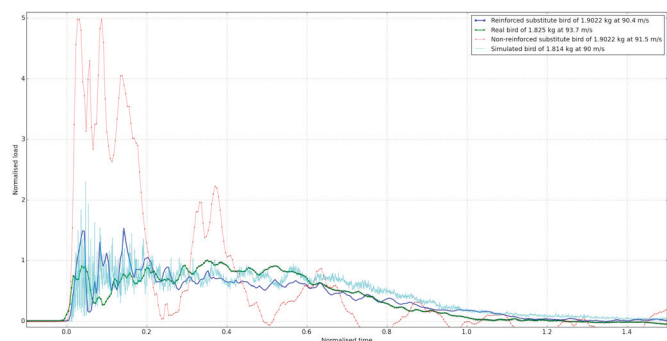


Abbildung 11: Messung des Aufpralls von bisherigem Kunstvogel, DLR-Kunstvogel RAB, Echtvogel und simulierter Vogel

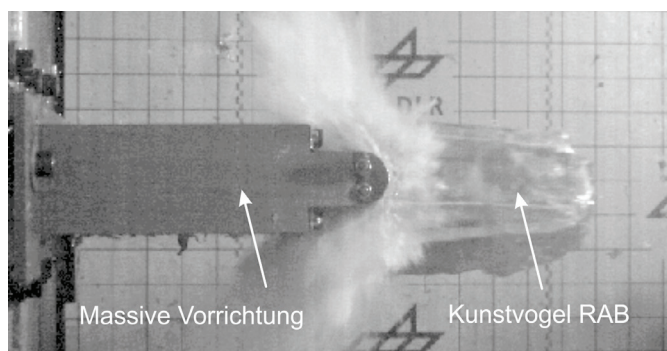


Abbildung 12: Splitting eines 3.6 kg schweren DLR-Kunstvogel RAB an starrer Nasenkante

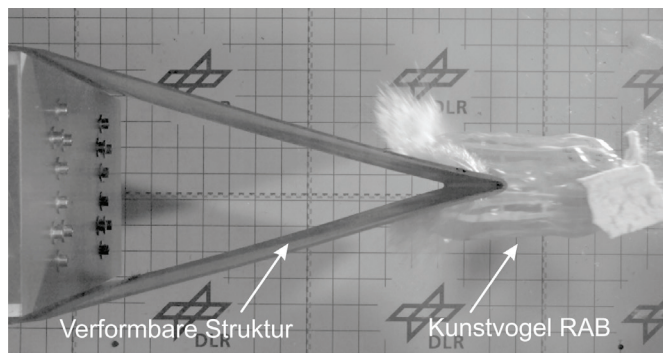


Abbildung 13: Splitting eines 3.6 kg schweren DLR-Kunstvogel RAB an verformbarer HLFC-Nasenkannte

### Kurzzeitdynamisches Testen von Nietverbindungen

Niet- bzw. Bolzenverbindungen spielen in der Luftfahrt eine maßgebliche Rolle beim Fügen von Strukturkomponenten. Für die numerische Berechnung von Fügeverbindungen ist eine Validierung der Simulationsmodelle anhand von experimentell charakterisiertem Versagensverhalten grundlegend. Dabei sind neben quasi statischen auch kurzzeitdynamische Tests notwendig, um Dehnratenabhängigkeiten im Versagensverhalten zu ermitteln, die beispielsweise im Crashfall (Bruchlandung) oder bei Vogelschlag relevant werden können. Die Durchführung kurzzeitdynamischer Tests an Nietverbindungen ist dabei eine große Herausforderung, da das Schwingungsverhalten von Prüfaufbau und Probenkörper einen großen Einfluss haben kann und auch die Messung von Kraft und Verschiebung präzise erfolgen muss.

Am Institut BT wurden für Scher- und Kopfbzugversuche an Nietverbindungen verbesserte Methoden für die kurzzeitdynamische Prüfung entwickelt. Ebenso wurden Messmethoden weiterentwickelt, die eine sehr lokale Messung an der Nietverbindung erlauben. Typische Verschiebungen von weniger als einem Millimeter bis zum Beginn des Nietversagens können mit diesen optischen Methoden sehr genau aufgelöst werden, auch unter dynamischer Belastung. Die Kraftmessung erfolgt dehnungsbasiert direkt an der Krafteinleitung und ermöglicht eine hochgenaue Messung der Kraft, wie sie durch herkömmliche piezoelektrische Kraftmessscheiben entfernt vom Prüfkörper nicht gemessen werden können. Abbildung 14 vergleicht hierzu gemessene Kraft-Weg-Signale eines Tests und veranschaulicht, wie mit traditioneller piezoelektrischer Kraftmessung neben dem Auftreten negativer Schwingungsüberlagerungen auch Messinformationen insbesondere im Kraftanstieg bis Versagensbeginn (Detail 0-2 mm) verloren gehen. Diese können mit der entwickelten dehnungsbasierten Kraftmessung aufgelöst werden, hier für eine Prüfgeschwindigkeit von  $v = 4 \text{ m/s}$ .



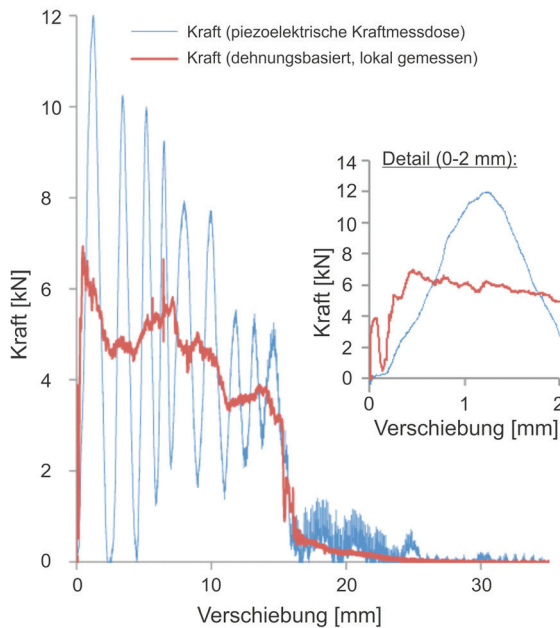
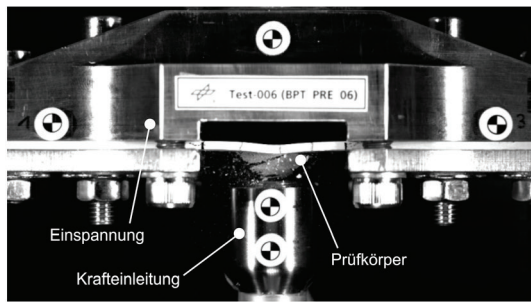


Abbildung 14: Kurzzeitdynamische Tests an Nietverbindungen ( $v = 4 \text{ m/s}$ )

#### f) Fertigungssimulation für thermoplastische Faserverbundstrukturen

Zur vollständigen digitalen Abbildung des Fertigungsprozesses von endlosfaserverstärkten Hochtemperatur-Thermoplasten, wie zum Beispiel CF-PEEK oder CF-PEI (zusammenfassend CF-TP), durch Ablegen und Umformen werden verschiedene Simulationsbausteine verwendet. Der Fokus liegt dabei auf Aushärte- und Abkühlsimulationen, um die Verformung beim Fertigen und die Abweichung von der Zielgeometrie zu bestimmen. Außerdem wird die Umformsimulationen zur Bestimmung der Faserdrapierung und Dickenabweichung der Bauteile betrachtet. Dabei wurden die Einzelbausteine weiterentwickelt, um die Qualität der Ergebnisse zu verbessern. Ziel ist es, die Bausteine miteinander so zu verknüpfen, dass daraus eine geschlossene digitale Prozesskette aufgebaut werden kann. Diese Prozesskette wiederum ist ein bedeutender Schritt auf dem Weg zum „Digitalen Zwilling“ des thermoplastischen Fertigungsprozesses.

Bei der Abkühlsimulation wird der Übergang der Matrix vom viskosen Zustand hin zu einem festen Material beim CF-TP-Fertigungsprozess digital abgebildet. Dabei werden die daraus entstehenden Verformungen berechnet und die Modifikationen ermittelt, die am Werkzeug für die gewünschte Zielgeometrie nötig sind. In Abbildung 15 ist die simulierte Verformung eines Stringers beim Abkühlen zu sehen. Durch den nicht symmetrischen Lagenaufbau schrumpft der Stringergurt beim Aushärten und Abkühlen stärker als der Steg, wodurch sich das Bauteil krümmt.

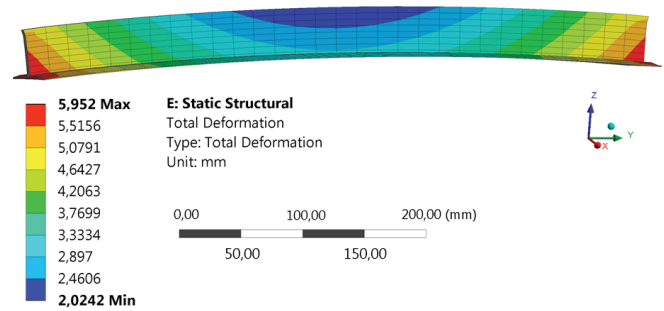


Abbildung 15: Verformung eines Stringers nach der Abkühlung

Die Umformsimulation betrachtet das Drapieren eines Halbzeugs in die Bauteilform und die daraus resultierenden Abweichungen von der Soll-Faserorientierung und der Bauteildicke. Abbildung 16 zeigt die Verscherung durch den Umformprozess eines Wellholm-Anschlusswinkels.

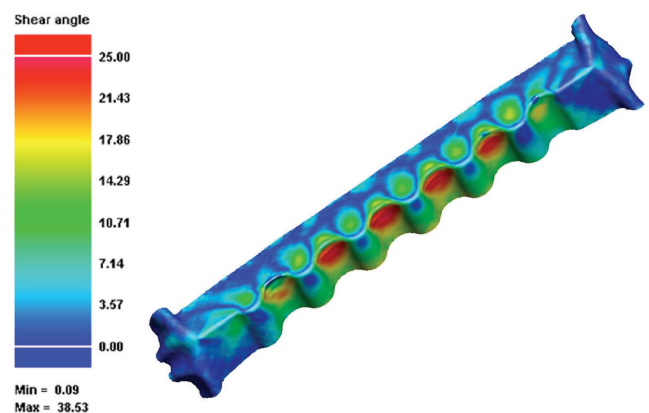


Abbildung 16: Scherwinkel eines textilen Halbzeugs nach der Umformung

Bei beiden Simulationen können eine Vielzahl an Parametern wie zum Beispiel der Temperaturzyklus, das verwendete Material, Lagenaufbau und sogar das Fertigungsverfahren schnell und effizient variiert sowie deren Auswirkungen bewertet werden, was in einer Versuchsreihe nur mit sehr großem Aufwand in jeder Kombination abgebildet werden kann. Dadurch können einerseits Zeit und Kosten bei der Bauteil- und Technologieentwicklung eingespart und andererseits Bauteile für die Fertigungsprozesse optimiert werden.

Der Fokus der weiteren Arbeiten liegt zunächst auf der Abkühlsimulation. Mit umfassenden Versuchsreihen sollen die Ergebnisse der Simulationen an verschiedenen Bauteilen verifiziert werden. Des Weiteren soll der TP-Tapelegeprozess mittels Simulationen abgebildet werden, um den Wärmeeintrag und die Werkzeuge zu optimieren.

#### 2.1.1.2. Fertigungstechnologien

##### Automatisiertes Ablegen von CF-Thermoplast Tapes

Das industrielle Umfeld zeigt vermehrtes Interesse an Strukturösungen aus faserverstärkten Thermoplasten (CF-TP). Grund ist unter anderem die zunehmende Verfügbarkeit von Halbzeugen in deutlich besserer Qualität als noch vor wenigen Jahren. Stelia und Fokker arbeiten an Lösungen für CF-TP-Komponenten und CF-TP-Rumpfstrukturen. In Kooperation mit Airbus arbeitet das Institut BT in Stuttgart und Augsburg an Konzepten für einen CF-TP-Flugzeugrumpf. Im Vordergrund steht dabei das roboterbasierte, automatisierte Ablegen von CF-TP-Tapes und CF-TP-Textilien.

Die Beherrschung der Komplexität der Tapelegezelle (TLZ, siehe Abbildung 17), bestehend aus einem 6-Achs-Roboter, vier Zusatzachsen, einem Tapelegekopf mit weiteren steuerbaren Komponenten wie einer Andrückrolle und einer beweglichen Laseroptik sowie einem 6 kW-Diodenlaser, gestaltet sich aus vielerlei Hinsicht als herausfordernd.

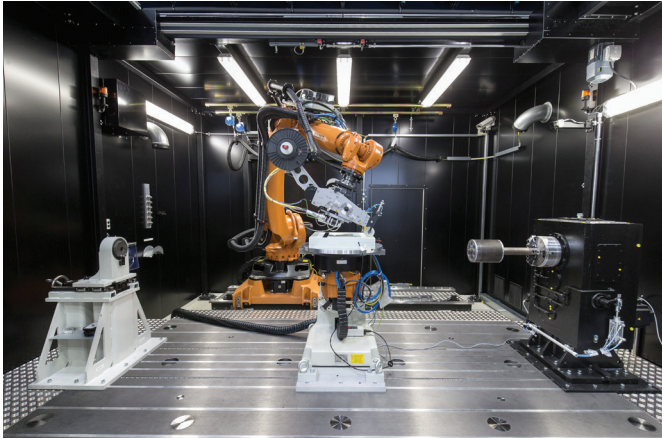


Abbildung 17: Die Tapelegezelle mit Laserschutzeinhausung

Ein Teilgebiet der Forschungsarbeit bei BT mit der Tapelegezelle besteht in der Untersuchung und Verbesserung der Prozesstechnologie mit Schwerpunkten in der Reduzierung der thermischen Eigenspannungen, der Fixierung der Erstlage, der Optimierung der Konsolidierungsqualität und der Untersuchung des Einflusses möglicher Nachkonsolidierungsprozesse. Weitere Tätigkeiten umfassen den Einsatz und die Weiterentwicklung von Softwarelösungen für die Steuerung, Regelung und Auswertung von Aktuatoren und Sensoren des Roboters, Tapelegekopfs und der Zusatzachsen. Hierfür gibt es eine enge Zusammenarbeit zwischen den BT Standorten Stuttgart und Augsburg (ZLP) bezüglich der Robotersteuerung und der Auswertung von Sensordaten sowie dem Institut für Werkstoff-Forschung (WF) in Köln bezüglich werkstoffwissenschaftlichem Fachwissen und Untersuchungsmethoden, der Firma AFPT (Advanced Fiber Placement Technology) bezüglich Prozess- und Anlagenweiterentwicklung sowie Verbesserung der Steuerung und der Firma CGTech bezüglich der Weiterentwicklung der Programmerstellung für den Roboter.

Im Berichtszeitraum konzentrierte sich das Institut auf die Weiterentwicklung der Prozessführung, insbesondere auf die thermischen Parameter. Die thermischen Eigenspannungen werden anlagenbedingt durch das lokale Aufschmelzen und Abkühlen der Tapes zwangsläufig in das herzustellende Bauteil eingebracht und führen nicht nur zu einer Vorbelastung des Bauteils, sondern auch zu dessen Verformung. Ein Lösungsansatz zur Reduzierung dieser unerwünschten Spannungen ist die Verwendung von beheizbaren Formen und der dadurch gegebenen Verkleinerung des Temperaturgradienten innerhalb des Bauteils. Im Fokus der bisherigen Untersuchungen standen Tapes mit einer Matrix aus teilkristallinem Hochleistungskunststoff, wie beispielsweise Polyetheretherketon (PEEK). Die Temperatur der Form sollte hier einerseits möglichst hoch gewählt werden, um die viskoelastische Verformung zum Abbau der thermisch induzierten Spannungen zu ermöglichen. Andererseits besteht durch den andauernden Wärmeeintrag in sauerstoffhaltiger Atmosphäre auch die Gefahr der thermischen Degradierung des Kunststoffs. Die Ergebnisse der Forschungsarbeiten bei BT zeigen,

dass die Verformung durch die thermischen Eigenspannungen sichtbar reduziert werden können und keine thermooxidative Reaktion nachweisbar ist, wenn die maximal mögliche Formtemperatur von 250 °C ausgenutzt wird.

Weiterführende Arbeiten fokussieren auf die Konsolidierung der abgelegten Tapes. Die scheinbare interlaminae Scherfestigkeit nach ISO 14130:1997 liegt derzeit bei tapegelegten Platten mit CF-PEEK nur ca. 14 % unter der von Platten, die in der Heißpresse mit demselben Material hergestellt wurden. Bisher untersuchte Nachkonsolidierungsprozesse wie das Heißpressen oder die Vacuum Consolidation Technique (VCT) führen zu einem erhöhten Kosten- und Zeitaufwand, sodass bei BT weiterhin der Tapelegeprozess optimiert wird, um die In-situ-Konsolidierungsqualität noch weiter zu steigern und auf Nachkonsolidierungsprozesse verzichten zu können.

Für die Erreichung dieser Ziele werden verschiedene Anstrengungen unternommen. So führt die bereits erwähnte Verwendung beheizter Formen nicht nur zu einer Verringerung des Temperaturgradienten, sondern hat auch direkten Einfluss auf den Kristallinitätsgrad der teilkristallinen Matrixwerkstoffe und damit auf den Schrumpf. Andererseits bewirken zu hohe Temperaturen unter sauerstoffhaltiger Atmosphäre z. B. bei PEEK eine ungewünschte Oxidation. Hier gilt es folglich, einen guten Kompromiss zu finden. Weitere wichtige Einflussgrößen sind die Regelparameter des verwendeten Lasers, die Roboterbeschleunigungen und -geschwindigkeiten, um gerade am Tapeanfang ein Überspringen der Stellgröße, der Laserleistung, und damit thermische Degradation zu verhindern und nach möglichst kurzer Wegstrecke die Prozesstemperatur mit wenig Toleranz zu erreichen.

Weiterhin werden die Roboterbewegungen optimiert, um schlagartige Beschleunigungsänderungen zu vermeiden, die eine erhöhte Trägheitsbelastung der am Roboter montierten Bauteile verursachen. Auch wenn die Bewegungen in der Nähe des Tool Center Point (TCP) sehr glatt verlaufen, gilt dies für andere Bereiche des Roboters nicht zwangsläufig aufgrund des Umstands, dass sich der Roboterflansch in einiger Entfernung vom TCP befindet, siehe Abbildung 18. In der Abbildung dargestellt sind die Bewegungspfade sowohl der Achse der Andrückrolle, welche sich in der Nähe des TCP befindet, als auch der Spulenchse in größerer Entfernung zum TCP. Es ist deutlich zu erkennen, wie stark sich kleine Nick-, Roll- und Gierbewegungen um den TCP auf die Bewegung der Spule auswirken. Das Institut BT hat daher Algorithmen entwickelt, die nicht nur eine beträchtliche Reduktion der Beschleunigungsänderung, sondern auch eine Erhöhung der Verfahrensgeschwindigkeit bewirken. Die Verbesserungen sind programmspezifisch, sodass keine allgemeingültigen Kennzahlen genannt werden können. Beim Ablegen einer ebenen Platte konnte die Programmgeschwindigkeit um ca. 7 % erhöht werden.

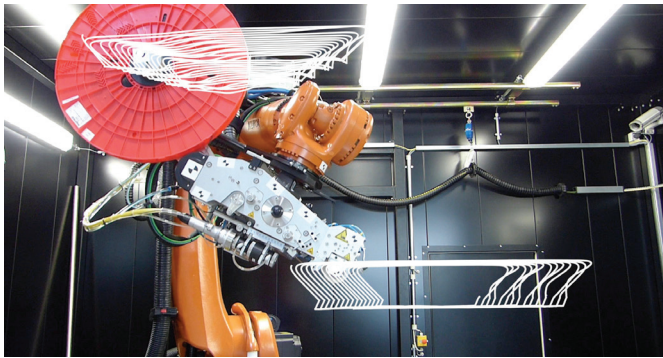


Abbildung 18: Motion Tracking-Aufnahme der Spulenachse (links oben) und der Achse der Andrückrolle (rechts unten)

### Technologie der duromeren Faserverbundstrukturen

Im Rahmen des Projekts Fortschrittliche Flugzeugstrukturen (FFS) konzentrierte sich BT in den letzten Jahren auf kostengünstige Bauweisen für SatCom Radom-Strukturen. Durch die Anwendung des bei BT entwickelten VARI-Infiltrationsverfahren auf Sandwichbauweisen konnten Gewichtseinsparungen von bis zu 10 %, verglichen mit duromeren Prepregbauweisen, erzielt werden. Mechanische Versuche zur Resttragfähigkeit nach einem Impact (CAI) zeigten ebenfalls Verbesserungen von ca. 15 % in der Resttragfähigkeit. In Vogelschlagversuchen bei BT an skalierten Radom-Strukturen zeigte sich eine bleibende Verformung der Infiltrationsbauweise. Eine Penetration der Struktur – eine der Anforderungen an die Struktur – konnte mit dieser Bauweise verhindert werden.

Für kostengünstige Rumpfstrukturen beschäftigt sich BT mit Infiltrationskonzepten für die Haut und Integrationskonzepten für Versteifungselemente. Als Zielstruktur wurde das Demo-Panel definiert (Abbildung 19), das zusammen mit BT Augsburg entwickelt wurde. Schwerpunkt der Arbeiten von BT Augsburg war die Entwicklung der automatisierten Ablage der Preform und der Versteifungselemente. Kostengünstige Thermoplaststringer wurden während des Infiltrationsprozesses direkt an die Haut angebunden. Bisherige Prozesse sehen einen mehrstufigen Fügeprozess für Versteifungselemente vor. Für die direkte Anbindung von Versteifungselementen führte BT mehrere Untersuchungen zur Oberflächenvorbehandlung von Thermoplasten und deren Einfluss auf die Klebefestigkeit an duromeren Harzen durch. Durch eine Oberflächenvorbehandlung mittels Atmosphärendruckplasma konnte die interlaminare Scherfestigkeit um über 50 MPa gesteigert werden.



Abbildung 19: Halbschale in duromerer Infiltrationstechnik inkl. direkter Anbindung thermoplastischer Stringer

### Reparaturtechnologie für Faserverbundkunststoffe

Zur Erhöhung der Wettbewerbsfähigkeit und Wirtschaftlichkeit von FVK-Strukturen rückt der Aspekt der Nachhaltigkeit immer mehr in den Vordergrund. Dazu gehören das Bestreben nach einer Verlängerung der Nutzungsphase sowie die Vermeidung von frühzeitiger Entsorgung. Materialgerechte Reparaturkonzepte gewinnen somit immer mehr an Bedeutung. Reparatur von FVK-Strukturen bedeutet Kombination und Zusammenspiel von unterschiedlichsten Disziplinen. In den letzten Jahren wurden im Rahmen von mehreren Forschungsprojekten die Möglichkeit und der Einfluss des Laserabtrags auf Faserverbundmaterialien untersucht. In Kooperation mit anderen Forschungseinrichtungen und Unternehmen konnte für kohlefaserverstärktes Polyetheretherketon (PEEK) mit einem Nd:YVO4-Laser ein präziser Stufenabtrag mit einer Stufenhöhe von 138  $\mu\text{m}$  bei einer Oberflächenrauigkeit von 5  $\mu\text{m}$  erreicht werden (siehe Abbildung 20).

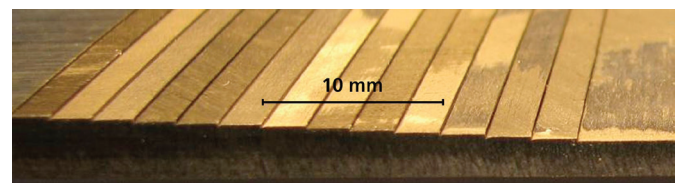


Abbildung 20: Präziser Stufenabtrag mithilfe eines Lasers als Vorbereitung für die Reparatur

Des Weiteren konnte mit Hilfe von analytischen und numerischen Ansätzen die Geometrie der jeweiligen Stufen dahin gehend angepasst werden, dass das zu entfernende Volumen bei gleicher Festigkeit/Steifigkeit um 30 % reduziert werden konnte. Abbildung 21 zeigt eine optimierte Reparaturgeometrie für eine Struktur mit 0° (35 %),  $\pm 45^\circ$  (47 %) und 90° (18 %) Faserorientierung.

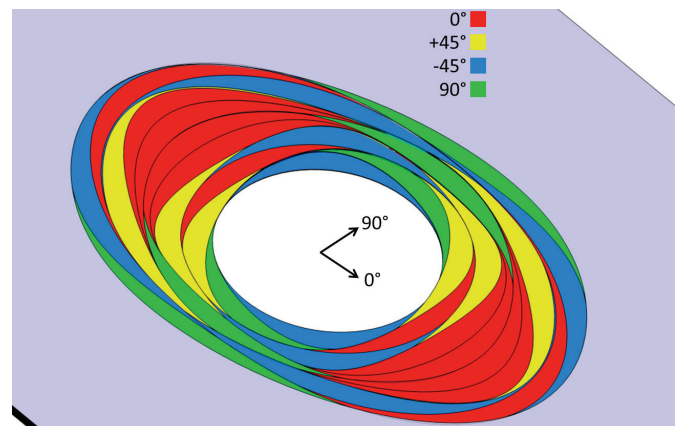


Abbildung 21: Optimierte Reparaturgeometrie angepasst an die Faserorientierung bzw. die Lastrichtung jeder Einzellage

Im nächsten Reparaturschritt wird das Reparaturmaterial unter Vakuumdruck und Temperaturen von bis zu 180 °C mit der umliegenden Struktur verbunden. Für diesen Prozess wurde am Institut BT das induktive Heizverfahren FlexInHeat mit individuell formbaren und an die Reparaturstelle anpassbaren, beheizten Vakuumhauben entwickelt. Das induktive Heizverfahren macht es möglich, auch Faserverbundmaterialien mit einer Hochleistungsthermoplastmatrix zu reparieren. Temperaturen bis 400 °C und Heizraten bis 60 °C/min sind möglich. Um diese Technologien auch mobil einsetzen zu können, wurde im Rahmen eines durch das Technologiemarketing geförderten Projektes das entsprechende Equipment entwickelt.



Über eine Ausgründung aus dem DLR erfolgt der direkte Transfer dieser Technologie in die Industrie bzw. auf den Markt.

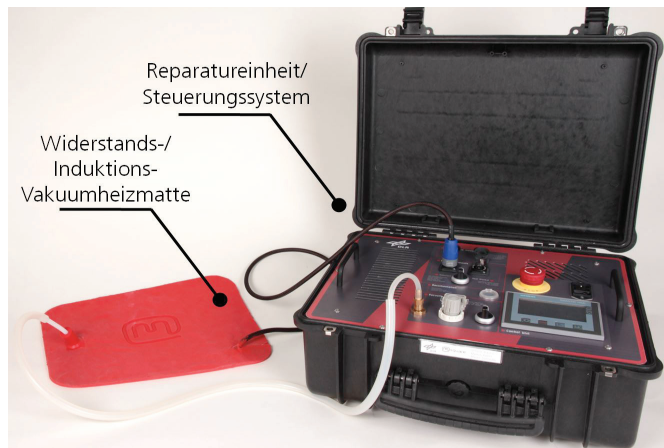


Abbildung 22: Prototyp des Reparatursystems, welches über das DLR Spin-off „msquare“ vertrieben werden soll

Abbildung 22 zeigt den Prototypen des Reparatursystems mit der entwickelten Technologie. Des Weiteren erfolgten umfangreiche Untersuchungen zu neuen Reparaturverfahren für FVK-Sandwichstrukturen von Schienenfahrzeugen.

### 2.1.1.3. Strukturkonzepte

#### Strukturkonzepte für Rumpfe

##### a) Neuartige Crashkonzepte für Transportflugzeuge

Die Entwicklung von Crashdesigns für Transportflugzeuge in CFK-Bauweise stellt eine Herausforderung dar, da die statische Auslegung auf Basis typischer Flug- und Bodenlastfälle in der Regel zu Designs mit nur begrenzter Crashesicherheit führt. Sichere Crashdesigns wiederum sollten nur einen minimalen Einfluss auf das Strukturgewicht haben, um die Leistungsfähigkeit des Flugzeugentwurfs nicht zu beeinträchtigen. Bisherige Entwicklungen von Crashdesigns hatten daher stets die Anpassung eines vorliegenden statischen Entwurfs im Fokus und führten oftmals zu strukturellem Mehrgewicht sowie zu Mehrkosten in der Fertigung.

Am Institut BT wurden nun auf Basis der in 2.1.1.1. beschriebenen numerischen Werkzeuge Crashkonzepte entwickelt, die im Vergleich zu einer statisch ausgelegten Struktur kein wesentliches Mehrgewicht mit sich bringen. Hierbei wurde der Crashlastfall schon zu Beginn des Entwurfs berücksichtigt.

Ein vielversprechendes Konzept, das diese Voraussetzungen erfüllt, ist das Crashkonzept mit einer filigranen Frachtbodenunterstruktur. Bei diesem Konzept wird die sonst übliche hohe Energieabsorptionsanforderung an die Frachtbodenunterstruktur (primäre Aufprallzone) in den darüber liegenden Dreiecksbereich direkt unterhalb des Kabinenbodens verlagert. Das Ziel ist dabei, die Strukturmasse der Frachtbodenunterstruktur deutlich zu reduzieren. Der Dreiecksbereich ist definiert durch den Passagierbodenquerträger, den Spant und die vertikale Fußbodenstrebe, siehe Abbildung 23. Der wesentliche Vorteil dieses Konzepts ist die Vermeidung der Umlenkung von Kraftflüssen, da die vertikal orientierten Crashabsorber nun direkt unterhalb der wirkenden Hauptträgheitskräfte (Passagiermassen) im Dreiecksbereich angeordnet sind.

Der Nachweis der Crashesicherheit eines CFK-Transportflugzeugs erfolgt üblicherweise vereinfacht durch die Betrachtung eines vertikalen Aufpralls einer Flugzeugrumpfsektion. Dabei soll nachgewiesen werden, dass die Struktur- und Passagierlasten bei einer typischen Bruchlandung, beispielsweise während einer Start- oder Landephase, keine der erlaubten Kriterien überschreiten. Diese Kriterien sind die Rückhaltung schwerer Massen, die Begrenzung der Passagierlasten, die Erhaltung des Überlebensraumes in der Passagierkabine und der Evakuierungswege. Die Betrachtung der rein vertikalen Aufprallkomponente ist die Basis für die am Institut BT entwickelten Strukturkonzepte und deren numerische Berechnung und Bewertung.

Für das am Institut BT entwickelte Designkonzept zeigt Abbildung 23 die grundlegende Crashkinematik für einen harten Lastfall mit 9,1 m/s (30 ft/s) vertikaler Aufprallgeschwindigkeit und voller Beladung. In einer ersten Phase (Stauchung der Frachtbodenunterstruktur) wird nur ein geringer Anteil der zu absorbierenden Aufprallenergie aufgenommen. Bei moderaten Aufprallenergien, wie bei reduzierter Beladung oder einer geringeren Aufprallgeschwindigkeit, kann die Energieabsorption in diesem Bereich für die Gewährleistung der Crashesicherheit schon ausreichend sein. In einer zweiten Phase (Stauchung des Dreiecksbereichs) wird anschließend der größte Anteil der Aufprallenergie aufgenommen. Dieser Bereich wird insbesondere bei hoher Aufprallenergie aktiviert, beispielsweise bei einer vollen Beladung mit hoher Aufprallgeschwindigkeit. Zusätzlich wird ein Anteil der Aufprallenergie in der Passagierbodenanbindung durch dort wirkende Zugkräfte aufgenommen.

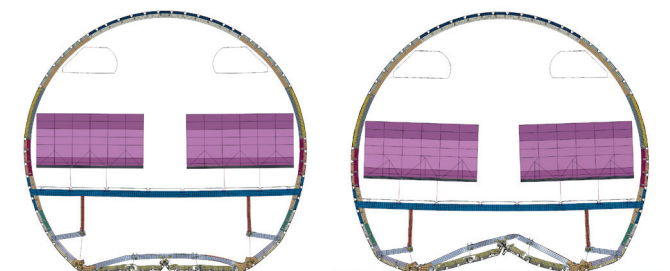


Abbildung 23: Grundlegende Crashkinematik

In dem Dreiecksbereich werden etwa 30 % der gesamten Aufprallenergie aufgenommen. Etwa jeweils 15 % der Aufprallenergie werden in der Frachtbodenunterstruktur und in der Passagierbodenanbindung aufgenommen. Der Rest der Aufprallenergie wird dissipiert durch elastische und plastische Dehnungsanteile in der gesamten Struktur sowie durch Reibung und sonstige Anteile.

Abbildung 24 zeigt für den o. g. Lastfall die vertikalen Beschleunigungslasten für eine repräsentative Passagiersitzreihe (Sitze A-F), mit maximalen Passagierbeschleunigungslasten zwischen 27 g und 38 g.

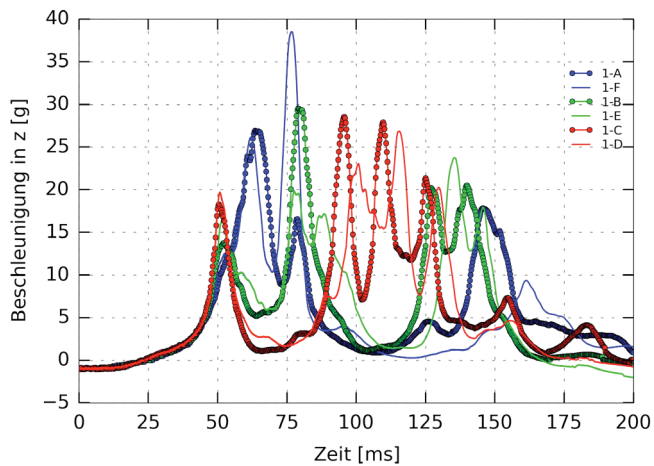


Abbildung 24: Vertikale Beschleunigung der Passagiere

Abbildung 25 zeigt die Auswertung der Passagierlasten in einem Eibanddiagramm. Das Eibanddiagramm vergleicht auftretende Beschleunigungslasten mit Grenzlasten, die ein Verletzungsrisiko darstellen, und eignet sich in der Vorentwurfsphase zur effizienten Bewertung der Passagierlasten. Für das hier untersuchte Strukturkonzept sind die Passagierlasten auf Basis des oben genannten Lastfalls deutlich unterhalb der Grenze für schwerste Verletzungen.

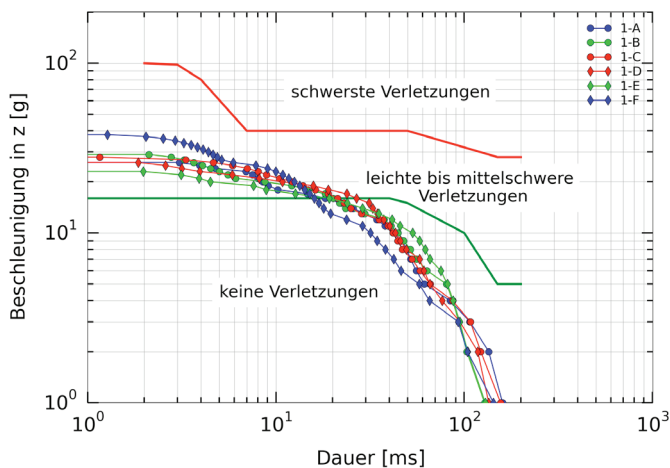


Abbildung 25: Eibanddiagramm

Abbildung 26 zeigt die Flugzeugrumpfsektion nach einem moderaten Crashlastfall mit 6,7 m/s (22 ft/s) vertikaler Aufprallgeschwindigkeit. Der Konturplot zeigt die Schädigung in den CFK-Bauteilen. Bei diesem Lastfall bleiben der Passagierbodenquerträger und der Spant im Kabinenbereich größtenteils unbeschädigt.

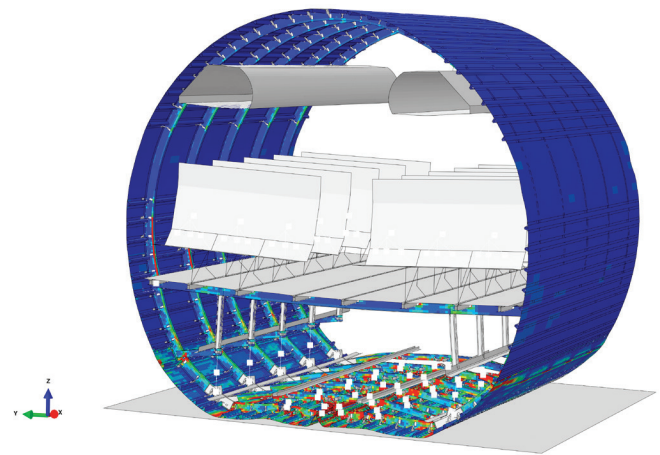


Abbildung 26: Moderater Lastfall mit 6,7 m/s (22 ft/s)

Abbildung 27 zeigt einen weiteren Lastfall mit 9,1 m/s (30 ft/s) Aufprallgeschwindigkeit und 8° Nickwinkel. Auch bei diesem Lastfall bleiben der Passagierbodenquerträger und der Spant im Kabinenbereich nahezu unbeschädigt und strukturell integer. Die Aufprallenergie wurde größtenteils im Dreiecksbereich unterhalb des Kabinenbodens aufgenommen.

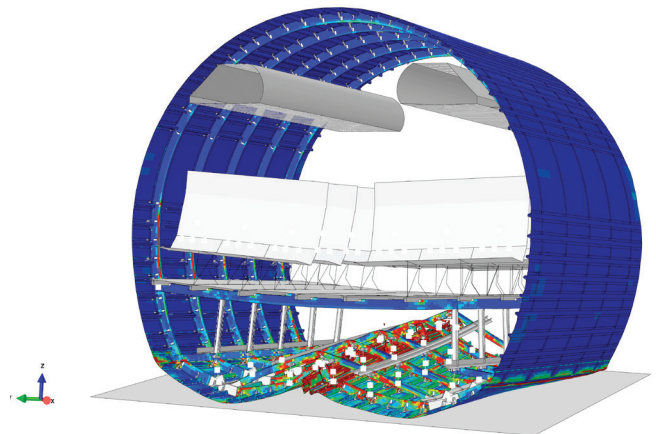


Abbildung 27: Harter Lastfall mit 9,1 m/s (30 ft/s) und 8° Nickwinkel

Dieses crashsichere Strukturkonzept für CFK-Rümpfe wurde vom Institut BT unter Nutzung der in 2.1.1.1b) genannten Optimierungsmethoden entwickelt. Erstmals konnte ein leichtes und sicheres Crashdesign für einen Standardrumpf (Single Aisle) ausgelegt werden, das für Lastfälle bis 9,1 m/s (30 ft/s) vertikaler Aufprallgeschwindigkeit bei geringer sowie voller Beladung die Passagierlasten innerhalb vorgegebener Grenzen sowie die Kabine strukturell integer hält. Dieses Strukturkonzept wurde daher als grundlegendes Design für die statische Auslegung eines Thermoplastrumpfes übernommen und wird derzeit in gemeinsamer Arbeit durch Forschung und Industrie (Airbus Commercial Aircraft) weiterentwickelt.

#### b) Crashverhalten von Hubschrauberunterbodenstrukturen auf Böden unterschiedlicher Beschaffenheit

Das Institut BT war ein Partner im NASA-Projekt TRACT (Transport Rotorcraft Airframe Crash Testbed), in welchem zwei Hubschrauber vom Typ CH-46E Sea Knight in einem Crashszenario mit vertikalen und horizontalen Geschwindigkeitskomponenten getestet wurden. Die nachgiebige Aufprallfläche bestand aus einem Sand/Erde-Ge-



misch. Gemeinsam mit dem australischen „Cooperative Research Centre for Advanced Composite Structures“ (CRC-ACS) entwickelte das DLR als Ersatz für die ursprüngliche metallische Struktur eine energieabsorbierende CFK-Unterbodenstruktur, die im zweiten Crashtest zum Einsatz kam (Abbildung 28). Diese Struktur hat in zuvor durchgeführten Tests unter rein vertikalen Aufprallbedingungen auf einer starren Oberfläche sehr gut funktioniert.

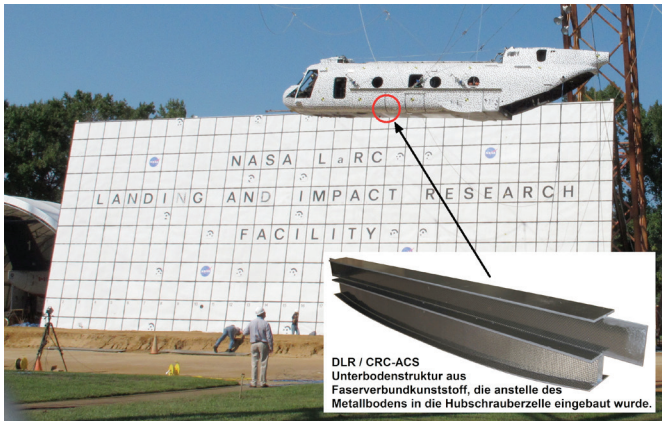


Abbildung 28: CH-46E vor TRACT2-Crashtest bei NASA, Langley

Beim TRACT2-Crashtest (mit zusätzlicher Horizontalgeschwindigkeit) führte das Eingraben des Hubschraubers in den weichen Boden zu hohen Lasten in Längsrichtung und zu einem Umklappen aller drei FKV-Strukturen (zwei weitere Konzepte wurden von NASA entwickelt). Die Energie konnte so nicht wie vorgesehen absorbiert werden (Abbildung 29).

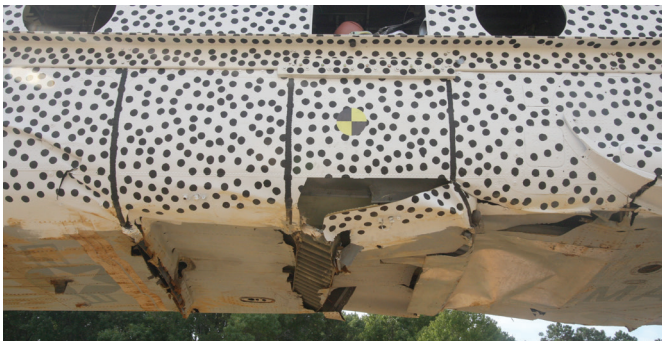


Abbildung 29: CH-46E nach TRACT2-Crashtest (Bereich der 3 FKV-Strukturen)

Die TRACT-Tests zeigen die Notwendigkeit, bei der Entwicklung von Energieabsorptionskonzepten für Hubschrauber realistische Aufprallbedingungen zu betrachten, die auch Vorwärtsgeschwindigkeiten und unterschiedliche Aufpralloberflächen beinhalten. Die Bodenbeschaffenheit hat einen entscheidenden Einfluss auf das Crashverhalten. Nur mit einer guten Charakterisierung des Untergrunds ist es möglich, dieses Verhalten in einer Simulation abzubilden.

Innerhalb einer weiteren Kooperation zwischen dem Institut BT und dem australischen CRC-ACS wurde eine crashtaugliche CFK-Unterbodenstruktur für Hubschrauber entwickelt, der sogenannte Multi-Terrain-Crashtest-Demonstrator (MTCTD, Abbildung 30). Typischerweise konzentrieren sich die Entwicklungen in diesem Bereich nur auf starre Aufpralloberflächen. Beim MTCTD wurde dagegen auch eine Eignung für nachgiebige Aufpralloberflächen wie Sand oder Wasser angestrebt und in die Untersuchungen miteinbezogen.

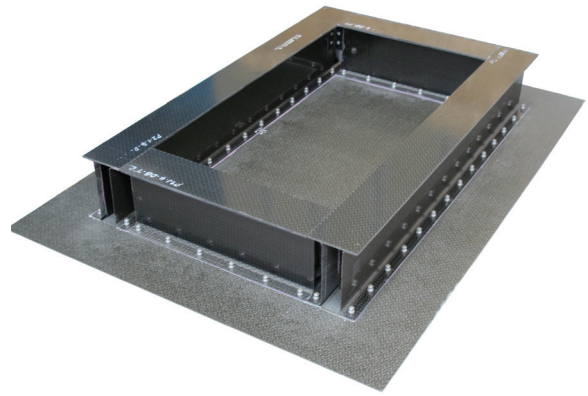


Abbildung 30: Multi-Terrain-Crashtest-Demonstrator (MTCTD)

Im Fallturm des Instituts BT wurden zwei Crashtests auf starrer und nachgiebiger Oberfläche durchgeführt. Das Verhalten der Struktur beim Aufprall auf die harte Oberfläche konnte mit dem zuvor entwickelten FE-Simulationsmodell bestens vorhergesagt werden. Dagegen ergab der Test auf Kies/Sand ein völlig anderes Versagensverhalten (Durchstanzen der Haut, Abbildung 31), das in der Crashsimulation zurzeit nicht reproduziert werden konnte.

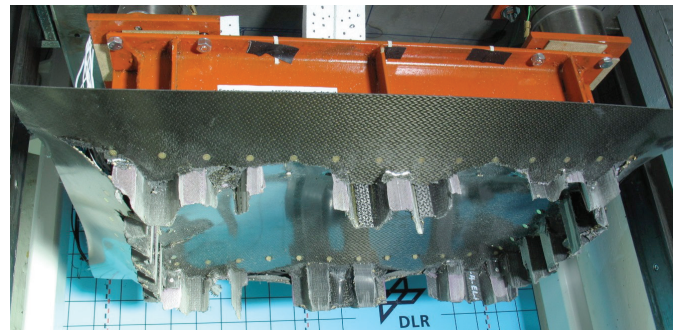


Abbildung 31: MTCTD nach Crashtest auf weichem Boden (Soft Soil)

Es konnte damit nachgewiesen werden, dass es bei der Entwicklung von Energieabsorptionskonzepten für Hubschrauber zwingend erforderlich ist, die Charakteristik der jeweiligen Aufpralloberfläche mitzubetrachten und entsprechende Simulationsmodelle des Untergrunds zu entwickeln. BT wird sich dieser Aufgabe in den nächsten Jahren widmen.

### c) Konzepte für einen Leichtbaurumpf aus kohlenstofffaser-verstärktem Thermoplast

Für die Erfüllung der im Projekt ICASUS (Integrated Cabin Airframe System Fuselage) vorgegebenen Ziele (Reduzierung von Herstellungszeit und -kosten sowie des Gewichts) wurden innerhalb des DLR in Zusammenarbeit mit Airbus unterschiedliche Strukturkonzepte erarbeitet. Ein Beispiel ist die Adaption der in der Metallverarbeitenden Industrie verwendeten „Tailored welded Blanks“ auf die Verwendung im Flugzeugrumpf mit thermoplastischen Organoblechen als versteifte Haut (siehe Abbildung 32).

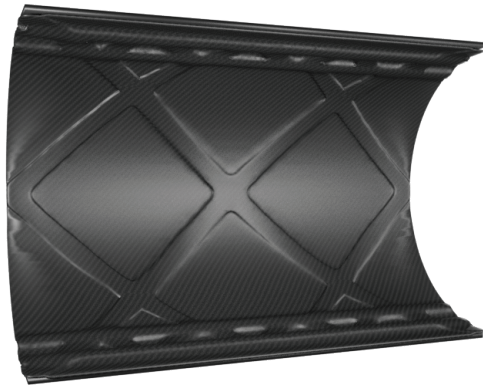


Abbildung 32: Digitales Bild eines topologieoptimierten Tailor Welded Organo-blechs

Neben den rein konzeptionellen Arbeiten wurden bereits konkrete Bauweisen und Fertigungsverfahren für die Herstellung eines Rumpfdemonstratorsegments aus faserverstärktem Thermoplast entwickelt. Aufgrund des eng gesetzten Zeitfensters wurde als Bauweise das konventionelle Stringer-Spant-Design umgesetzt. Die Schwerpunkte der Arbeiten lagen in der Entwicklung von Fügeverfahren für die Anbindung von Stringern, Clips & Cleats, die Realisierung der Längsnähte sowie der Herstellung der Haut. Mithilfe einer Nutzwertanalyse wurden bei BT für die genannten Schwerpunkte aus unterschiedlichen Konzepten die vielversprechendsten identifiziert und deren Machbarkeit untersucht.

Aufgrund des höheren Designfreiheitsgrades wurde als Herstellungsverfahren für die Haut das Tapelegen gewählt. Die ersten Forschungsarbeiten konzentrierten sich auf das Erstlagenproblem. Unter den mechanischen, magnetischen, adhäsiven und pneumatischen Methoden konnte nur mit der pneumatischen Methode durch einen Vakuumaufbau eine zuverlässige Niederhaltekraft entgegen der sich aufbauenden thermischen Eigenspannungen mit CF-PEEK bis zu einer Hautdicke von 3,4 mm erreicht werden. Diese Methode ist außerdem gut kombinierbar mit den Konzepten zur Reduzierung der thermischen Eigenspannungen, skalierbar und gut handhabbar, sodass für die weiteren anstehenden Versuche mit einer erheblichen Steigerung der möglichen Hautdicke gerechnet wird.

Für die Realisierung der Längsnaht identifizierte die Nutzwertanalyse das Überbrücken des Spalts der auf Stoß ausgerichteten Halbschalen ebenfalls mithilfe des Tapelegeprozesses zur Realisierung einer einfachen Laschung. Erste Untersuchungen in der Tapelegezelle (TLZ) bei BT bestätigten zwar die Machbarkeit dieses Konzepts, legten aber auch Verbesserungspotenzial offen, z. B. hinsichtlich der Tafeführung bis möglichst weit in den Ablagespalt und damit in den Wirkungsbereich des Lasers hinein. Die Erschließung dieses Potenzials ist derzeit noch Gegenstand von Entwicklungsaktivitäten bei BT.

## Strukturkonzepte für Vorderkanten

### a) Vorderkantenstrukturen für hybride Laminarhaltung

Auf dem Gebiet der Hybriden Laminarhaltung (Hybrid Laminar Flow Control, HLFC) arbeitet das Institut gemeinsam mit dem DLR-Partnerinstitut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS) und Airbus. Die HLFC-Technologie bietet ein erhebliches Potenzial zur Reduktion des Strömungswiderstandes und damit zur Verringerung des Treibstoffverbrauchs und des Emissionsausstoßes. An einem typischen zivilen Kurz- und Mittelstreckenjet kann beispielsweise durch ein mit HLFC ausgestattetes Seitenleitwerk, der Gesamtwiderstand um ca. 1,7 % reduziert werden. Deshalb fokussierten sich die Arbeiten auf die Erhöhung der technologischen Reife der aktiven Strömungskontrolle durch eine schwache Grenzschichtabsaugung. Einen weiteren Schwerpunkt bildet die interdisziplinäre Weiterentwicklung der HLFC-Bauweisen, bei der die Anforderungen aus Aerodynamik, Fertigungstechnologie und Strukturmechanik (statisch und kurzzeitdynamisch) gemeinsam ganzheitlich einbezogen werden.

Als herausragende Ergebnisse sind die Arbeiten in dem LuFo-Projekt VER<sup>2</sup>SUS zu nennen, in dem es mit Windkanalversuchen erstmalig gelang, den Funktionsnachweis einer vereinfachten HLFC-Absaugnase zu erbringen. Die Vereinfachung bezieht sich dabei auf die Auslegung auf einen Betriebspunkt, die es ermöglicht, das erforderliche Absaugprofil mit Hilfe von 21 Kammern und einem statischen Sammelkammerunterdruck zu gewährleisten. Das CAD-Modell in Metall-CFK-Hybridbauweise ist in Abbildung 33 dargestellt. Die Kammern sind dabei jeweils durch fest eingestellte Drosselblenden mit der Sammelkammer verbunden. Zur Realisierung des Windkanaltests mit realer Bauteilgröße (Ersatzleitwerk 6 m Spannweite, HLFC-Segment 2 m Länge) war der Aufbau einer Fertigungsroute für die großformatige Mikroperforation der Außenhaut erforderlich. Neben der Auswahl eines geeigneten Bohrverfahrens (hier das Laserbohren im Einzel-Puls-Verfahren) und dem Skalieren für große Bauteile war die Nachbehandlung der perforierten Bleche (hier Ultraschallreinigung) sowie die Qualitätssicherung (hier eine Kombination aus Druckverlustmessung und optischer Kontrolle) ein wichtiger Aspekt. Mit der erfolgreichen Umsetzung der genannten Schritte konnten die aerodynamischen Auslegungswerkzeuge sowie das Bohrverfahren im Windkanal validiert werden. Damit bauen alle derzeitigen nationalen Forschungsvorhaben zur Reifmachung der HLFC-Technologie auf den damit gewonnenen Erkenntnissen auf.

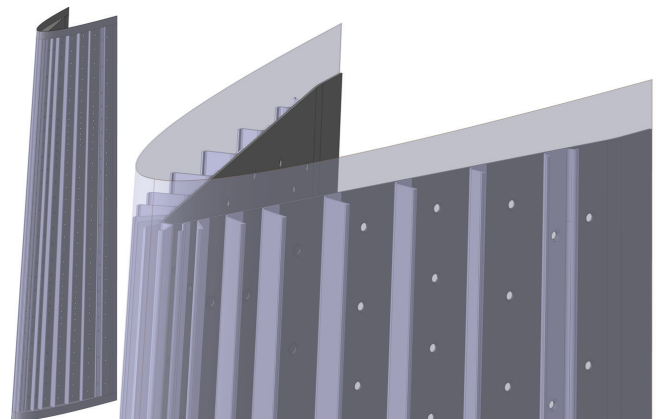


Abbildung 33: CAD-Modell, vereinfachte HLFC-Bauweise



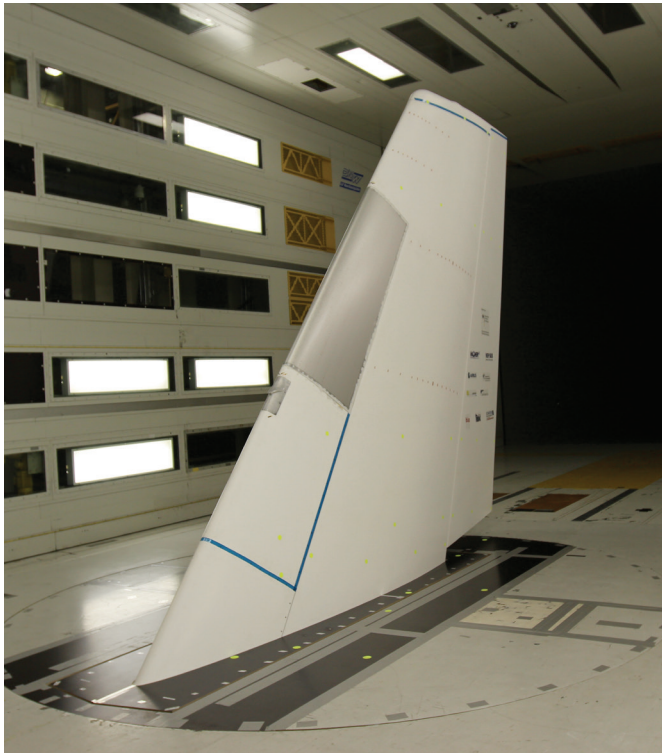


Abbildung 34: Seitenleitwerksmodell mit HLFC-Segment (2 m Länge) im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW)

Einen weiteren Schwerpunkt bilden neue Bauweisen für HLFC-Anwendungen. Neben der Tauglichkeit für Vogelschlag, wie sie später erläutert wird, steht eine deutliche Vereinfachung der Fertigung im Vordergrund. Bei dem sogenannten Tailored Skin Single Duct-Konzept (TSSD) kann auf eine innere Kammerung verzichtet werden, weil die erforderliche Absaugverteilung als intrinsische Eigenschaft der Außenhaut vorliegt. Der dafür entwickelte mehrlagige Aufbau der Außenhaut besteht aus einer äußeren, mikroperforierten Folie und einem dahinter liegenden Metallgewebe. Dieses feinadrige Gewebe wurde mithilfe einer lokalen Variation der Schussfäden bei der Herstellung an die strömungstechnischen Anforderungen angepasst. Zur Erhöhung der mechanischen Stabilität wurden die zwei genannten Lagen mit zwei weiteren, stabileren Metallgeweben kombiniert und in einem Diffusionsschweißprozess vollflächig miteinander verbunden. Abbildung 35 zeigt den erläuterten Aufbau (grün – mikroperforierte Außenhaut, blau – Metallgewebe mit variablem Druckverlust).

Durch diese Funktionsintegration in die Außenhaut konnte die lasttragende innere Struktur der Vorderkante nach strukturellen Aspekten, wie Vogelschlag-Tauglichkeit oder konstruktiver Leichtbau, optimiert werden.

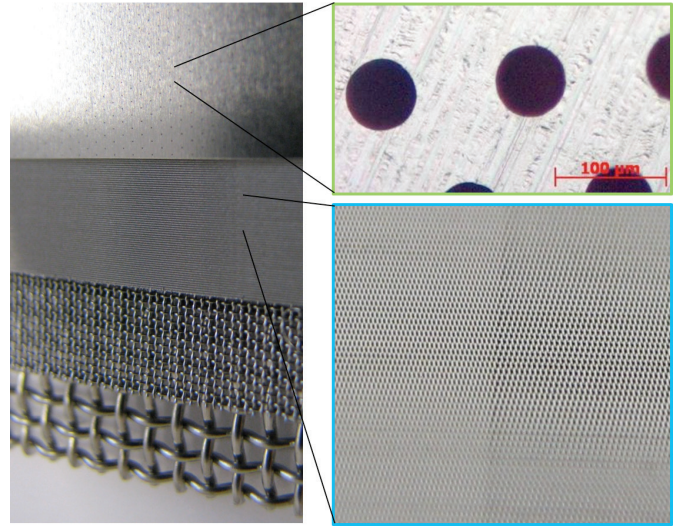


Abbildung 35: TSSD-Außenhaut für HLFC-Anwendungen

In die Konzeptentwicklung für die Hybridlaminarisierung fließen auch die Arbeiten zu Vogelschlag mit ein. Die gemischte Bauweise aus FKV und Metallgeweben wurde dazu numerisch bzgl. mehrerer Konstruktionsprinzipien analysiert (Abbildung 36). Zur Verbesserung der Vorhersagegenauigkeit wurden Materialcharakterisierungen der eingesetzten neuen thermoplastischen Gewebe-FKV und der vom Institut entwickelten Metallgewebe (Abbildung 37) durchgeführt.

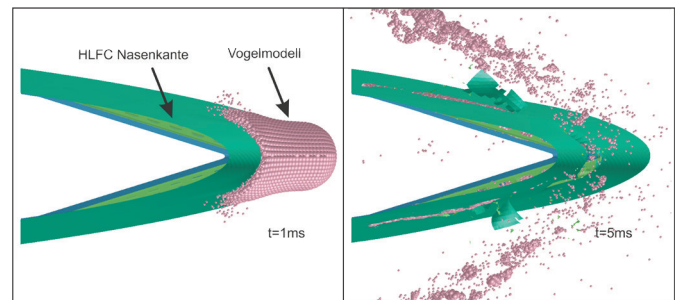


Abbildung 36: Strukturschaden durch simulierten Vogelschlag an äußerer Schale der HLFC Vorderkante (Ansicht von oben)

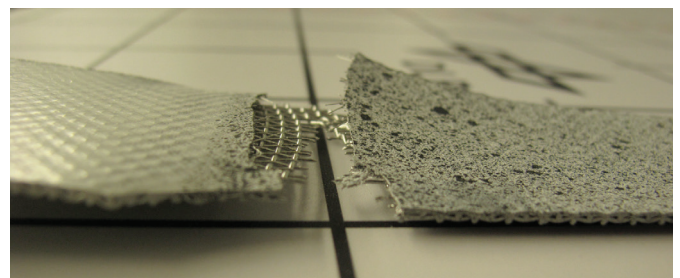


Abbildung 37: Materialcharakterisierung des neuartigen Metallgewebes mit Versagensbild

Die Erprobung bzgl. Vogelschlag zeigte eine Impaktresilienz der HLFC-Bauweise, bestehend aus metallischer Außenhaut und Splitter aus thermoplastischem Composite (Abbildung 38). Die Erfahrungen an symmetrischen Seitenleitwerksnasenkanten werden nun auf Höhenleitwerke übertragen.

Die beschriebenen Arbeiten werden, eingebettet in nationalen und europäischen Forschungsvorhaben, weiterentwickelt und validiert. Die HVI Tauglichkeit der Gesamtbauweise wurde im Herbst 2017 mittels eines erfolgreichen Beschussversuches nachgewiesen. Außerdem soll die HLFC-Funktionalität einer Leitwerksvorderkante, ausgestattet mit TSSD-Außenhaut, in realer Bauteilgröße in einem Windkanalversuch demonstriert werden (geplant für 2019).

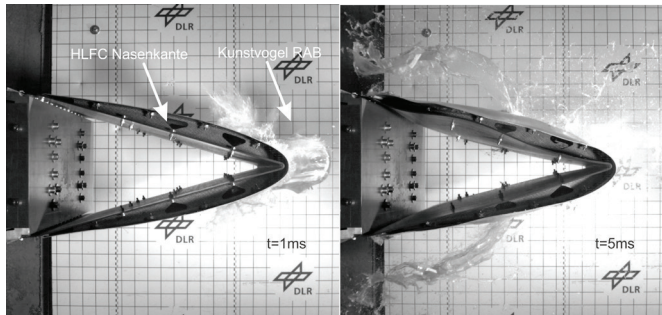


Abbildung 38: Vogelschlagexperiment an HLFC-Prototypen

## b) Vorderkantenstrukturen in moderner FKV mit Kernverbund

Innerhalb des LuFo-Projektes InCoDa wurde experimentell und numerisch an einer Seitenleitwerksnasenkante der nächsten Generation aus einer Kernverbundstruktur mit Schaumkern und glasfaserverstärkten Kunststoff-Deckschichten geforscht. Diese Bauweise ist bislang bei Airbus noch keine Standard, bringt aber Vorteile bei der Produktion mit sich. Bei vorhergehenden Vogelschlagversuchen von Airbus zeigte sich die Dehnratenabhängigkeit des GFK-Materials. Deshalb wurden für den relevanten Dehnratenbereich Charakterisierungsversuche an ebenen Gewebeproben für Zug, Druck und Schub durchgeführt, da für das Material keine dehnratenabhängigen Eigenschaften bekannt waren. Da keine Prüfnorm für dehnratenabhängige Prüfungen von FKV existiert, wurden für die Prüfungen Proben und deren Aufnahmen entwickelt. Die Versuchsdaten wurden in dem vom Institut BT entwickelten Materialmodell genutzt.

Die numerischen Arbeiten konzentrierten sich auf die Implementierung eines dehnratenabhängigen Gewebemodells sowie den Aufbau eines Gesamtmodells einer Seitenleitwerksnasenkante in verschiedenen Diskretisierungen (Abbildung 39). Innerhalb des Projekts wurden keine Full-Scale Vogelschlagversuche durchgeführt, jedoch konnte das neue numerische Modell die wesentlichen Schadensmodi aus den früheren Versuchen von Airbus abbilden.

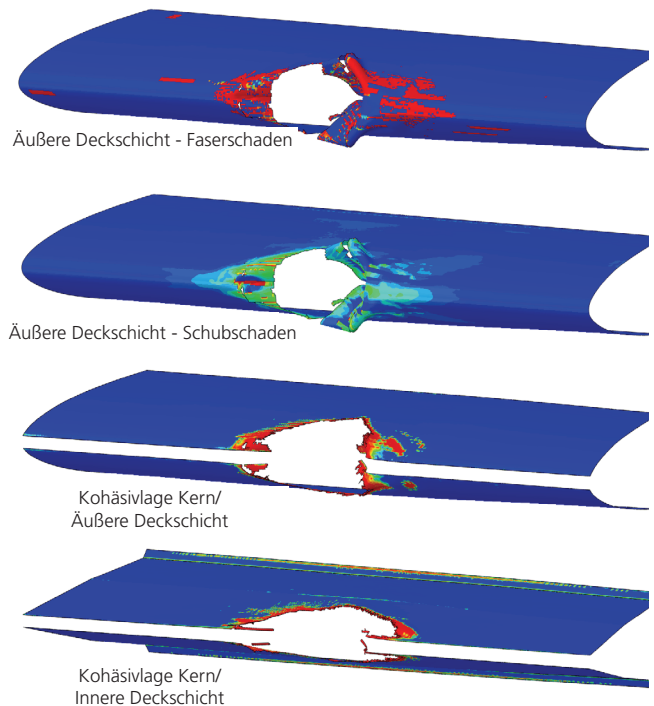


Abbildung 39: Schadensbilder der diskretisierten Bauteilkomponenten in der Seitenleitwerksnasenkante

### 2.1.1.4. Zerstörungsfreie Prüfmethoden (NDT) für Faserverbundwerkstoffe

Faserverstärkte Verbundmaterialien sind hochkomplexe Werkstoffe, bei denen das volle Potenzial nur ausgeschöpft werden kann, wenn deren anisotropes Verhalten unter Last sowie das Versagen bei Überlastung präzise nachvollzogen und vorausberechnet werden kann. Um das Werkstoffverhalten zu verstehen und in die numerische Modellierung sowie die Auslegung von Luftfahrtstrukturen mit einfließen zu lassen, ist die zerstörungsfreie Analytik zur Charakterisierung der Verbundwerkstoffe und deren Versagensmechanismen ein unabdingbares Werkzeug.

Dies gilt umso mehr für den mehrstufigen Prozess bei der Herstellung von strukturellen Bauteilen aus kohlenstofffaserbasierten Verbundkunststoffen. In diesem Zuge entwickelte das Institut BT eine Methodik, bei welcher die laufende Prozessüberwachung mit integrierten, zerstörungsfreien Prüfverfahren unterstützt wird. Durch ein mit dem Herstellungsprozess eng verknüpftes Prüfsystem ist es möglich, Toleranzabweichungen in der Prozesskette frühzeitig zu erkennen und diesen durch Anpassung der Fertigungsparameter in den vorherigen Herstellungsabschnitten gezielt entgegenzuwirken. Das Ziel ist dabei die Vermeidung eines Durchprozessierens von fehlerhaften Bauteilen. Es ist dabei nicht entscheidend, dass möglichst zahlreiche zerstörungsfreie Prüfmethoden zur Anwendung kommen und viele Daten gesammelt werden. Es kommt vielmehr darauf an, dass Messdaten im Zuge der zunehmenden Digitalisierung der Prozesstechnik in Echtzeit automatisiert verarbeitet, ausgewertet und über die Prozessschritte hinweg miteinander abgeglichen und ausgewertet werden. Auf diese Weise kann, falls erforderlich, durch Anpassung der Fertigungsparameter schnell in die Prozessroute eingegriffen werden. Das Prinzip der prozessintegrierten Qualitätsüberwachung ist nachfolgend grafisch dargestellt.



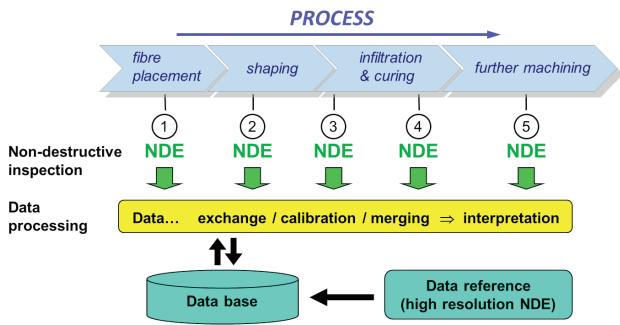


Abbildung 40: Prinzip der prozessintegrierten, vernetzten NDT-Prüfung mit automatisierter Datenerfassung, -kalibrierung und gegenseitigem Ergebnisabgleich mit anderen Messwerten

Bei der prozessintegrierten NDT-Prüfung müssen nicht beliebig viele Details mit extrem hoher Auflösung erfasst werden. Vielmehr gilt es, mit gezielt eingesetzten Prüftechniken die wesentlichen Werkstoffmuster und mögliche Abweichungen davon zu erfassen, die im Einsatzfall möglicherweise zu fehlerkritischen Zuständen im Verbundwerkstoff führen können. Gefragt sind deshalb schnell arbeitende, berührungslose und vor allem großflächig einsetzbare Prüfmethoden, die die wesentlichen Werkstoffmuster innerhalb der Prozesskette erfassen können und eine zuverlässige Interpretation zulassen. Am Institut BT Augsburg hat man daher Verfahren der optischen Bilderfassung bei der Faser- und Gewebeablage sowie berührungslose Methoden wie die Lock-In-Thermographie und die luftgekoppelte Ultraschallprüfung bei der Harzinfiltration, dem Aushärtungsprozess und der Füge-technik für die Produktion von Leichtbaustrukturen verfügbar gemacht. Während in Stuttgart im Rahmen der LuFo-Verbundprojekte TOP-Design, HiDef und AZIMUT die werkstoffspezifischen Signalmuster und deren fertigungsbedingten Abweichungen bis hin zu künstlich erzeugten Fehlstellen mit zerstörungsfreien Prüfmethoden systematisch untersucht wurden, hat man in Augsburg zeitgleich die robotergestützte Automatisierung dieser Prüftechnologien umgesetzt.

Als schwierig erwies sich insbesondere die gezielte Beeinflussung bestimmter Herstellungsschritte, um bestimmte Fehlstellentypen in einer für den Fertigungsprozess realistischen Ausprägung zu erzeugen. Aus den mit optisch und akustisch angeregten Prüfmethoden gewonnenen Struktur- und Fehlstellensignaturen wurde damit begonnen, einen Katalog zu erstellen, der es z. B. erlaubt, nicht korrekt abgelegte Faserrovings, Porenansammlungen, Delaminationen oder auch ondulierende Gewebelagen zu identifizieren und gemäß ihrer Orientierung und Größe dimensionell einzuordnen. Dieser bei BT in der Entwicklung befindliche Fehlerdatenkatalog bildet die Grundlage für ein verknüpft arbeitendes, prozessintegriertes Prüfsystem.

Eine eindeutig quantifizierbare Bewertung der Relevanz von erfassten Fehlstellen („Effects of Defects“) ist jedoch nach wie vor ein ungelöstes Problem. So haben die Untersuchungen im Projekt AZIMUT z. B. gezeigt, dass die luftgekoppelte Ultraschallprüfung zwar sehr sensitiv auf sich ändernde Porositäten im Werkstoff reagiert, eine absolute Quantifizierung des Porositätswerts in einem bestimmten Bereich jedoch nicht ohne Weiteres zulässt. Dies ist bislang nur bei höherfrequenten Messungen mit wassergekoppelten Systemen und ausreichend hoher Ortsauflösung gelungen.

Wassergekoppelte Ultraschall-Prüfsysteme werden insbesondere in Squirter-Technik bereits im industriellen Fertigungsprozess eingesetzt. In Augsburg wird jedoch der Ansatz verfolgt, dass auch wasserempfindliche Bauteiloberflächen (z. B. Prepreg) berührungslos geprüft und selbst stark gekrümmte, nur einseitig zugängliche Bauteiloberflächen untersucht werden können. Aus diesem Grund wurde die Entwicklung eines neuartigen vollautomatisiert arbeitenden Endeffektors mit berührungsloser, luftgekoppelter Ultraschalltechnik vorangetrieben. Hierbei wird über eine Schrägeinschallung eine sogenannte Lambwelle angeregt, die sich über die Bauteiloberfläche fortpflanzt und in die angrenzende Luft ihrerseits Ultraschallwellen emittiert. Diese werden von einem zweiten Prüfkopf unter einem bestimmten Messwinkel empfangen und analysiert. Die 6-achsige Steuerung des Industrieroboters liefert dabei die genauen Positionsdaten der Prüfköpfe, sodass selbst über große Bauteilstrukturen hinweg ein flächendeckender, entsprechend der Bauteiloberfläche gekrümmter Ultraschall-C-Scan erstellt werden kann. Materialfehler, wie etwa delaminierte Bereiche im Laminataufbau, führen zu einer direkten akustischen Wechselwirkung mit den Oberflächenwellen, was sich in einem lokal veränderten Amplitudenwert niederschlägt, der im C-Scan farblich codiert dargestellt wird.

Die Herausforderung besteht darin, während des Abrasterns der gesamten Bauteiloberfläche die Prüfköpfe exakt auszurichten und die Positionsdaten mit den gemessenen Amplitudenwerten zu korrelieren. So gelingt es mittlerweile auch, C-Scans von mehrfach gekrümmten Bauteiloberflächen räumlich darzustellen, in denen Fehlstellen eindeutig lokalisiert werden können.

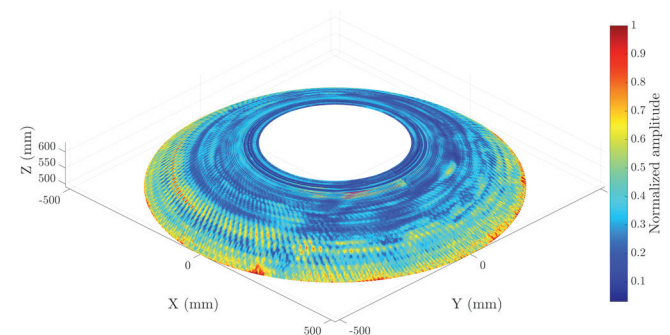


Abbildung 41: Robotergestützter Einsatz mit einem einseitig einsetzbaren, luftgekoppelten Ultraschallprüfgerät



## 2.1.2. Hochleistungsstrukturen für Luftstrahlantriebe

Der Bedarf nach kosteneffektiven und effizienten Transportsystemen und der notwendige schonende Umgang mit Ressourcen und Umwelt stellt die Luftfahrt aktuell vor große Herausforderungen. Den Luftstrahlantrieben kommt eine Schlüsselposition bei der Erfüllung der ehrgeizigen Zielstellungen zu. Das Institut BT deckt mit seinen vielfältigen Kompetenzen einen wichtigen Bereich der Turbomaschinenforschung im DLR ab. Schwerpunkte sind zum einen numerische Methoden, die den Bogen vom Werkstoff (Schädigungsmodelle und Lebensdauerbetrachtungen) bis hin zur Gesamtsystembetrachtung (Vorauslegung von Triebwerkskomponenten im Gesamtkontext des Triebwerks) spannen. Besonders hervorzuheben sind hier die Aktivitäten im Bereich der multidisziplinären Auslegung und Optimierung von Triebwerksstrukturen, die in eine etablierte DLR-interne Kooperation mit den Instituten für Antriebstechnik (AT), Aeroelastik (AE) und Werkstoff-Forschung (WF) eingebettet sind und auch über das DLR hinaus eine hohe Sichtbarkeit im Bereich der Turbomaschinenforschung aufweisen.

Ein weiterer Schwerpunkt liegt auf der Entwicklung und Erarbeitung von Bauweisen und Herstellverfahren für Triebwerksstrukturen für alle relevanten und hochbelasteten Baugruppen wie Verdichter, Brennkammer und Turbinen, ob monolithisch aus Metall, aus faserverstärkten Materialien oder in hybriden Bauweisen, inklusive der Fertigung der Strukturen selbst. Aber auch Baugruppen außerhalb des eigentlichen Gaskanals wie z. B. Verstellringe oder Schubumkehrsysteme gehören zu den betrachteten Komponenten. Die zur Herstellung dieser Strukturen benötigten Fertigungsverfahren sind in großen Teilen im Institut vorhanden. Da nicht jede Fertigungstechnologie selbst beherrscht werden muss und auch nicht im Sinne von Anlagentechnik vorgehalten werden kann, wird das Fertigungsportfolio des Instituts durch den Zugriff auf Kapazitäten und spezielle Kompetenzen im DLR selbst (Systemhaus Technik, SHT) oder bei externen Fertigungsbetrieben um die benötigten Fertigungstechnologien ergänzt. Die zur Bewertung der hergestellten Komponenten angewandten analytischen Methoden und Verfahren sind im Institut BT bzw. dem Partnerinstitut WF umfangreich vorhanden.

Zwischen diesen beiden Bereichen, Simulation (virtueller Zwilling) und Bauteil (Realität), lässt sich über den Test und die dadurch mögliche Validierung bzw. Verfeinerung der numerischen Methoden und Werkzeuge eine Brücke schlagen, die grundsätzlich dem Ansatz der „Virtual Engine“ entspricht. Dieses Themenfeld führt zu neuen Schwerpunkten, denen sich das Institut mit seinen laufenden und zukünftigen Aktivitäten stellt und welche sich so auch in der Ausrichtung der gesamten Forschungsaktivitäten des DLR wiederfinden, wie „Virtual Testing“ zur Unterstützung der virtuellen Zulassung und Zertifizierung und letztendlich dem Gesamtantritt der „Virtual Engine“ unter Zusammenwirkung aller beteiligten Institute.

### 2.1.2.1. Numerische Methoden

#### Vorauslegungsmethoden Gesamttriebwerk

Auslegungsarbeiten auf Gesamttriebwerks-Ebene können nur im Verbund aller Disziplinen in allen Phasen der Entstehung eines Triebwerks bewältigt werden. Der Vorauslegung kommt dabei wiederum eine besondere Bedeutung zu, da hier die Weichen für alle folgenden Phasen gestellt werden. Hier werden fundierte, schnelle Ergebnisse bei geringem Berechnungsaufwand benötigt, um bereits in dieser frühen Phase bestimmte Designs bewerten zu können. Das Institut BT ist im Rahmen des Projekts PEGASUS und des Nachfolgeprojekts PERFECT in die DLR-weite Kooperation zu multidisziplinären Vorentwurfsprozessen eines Triebwerks eingebunden. Inhalt sind Tools zum Design und zur strukturellen Bewertung von Triebwerkskomponenten wie Brennkammer, Schaufeln, Scheiben, Gehäuse (Verdichter- und Turbinengehäuse und Brennkammerdruckgehäuse) und Wellen auf Vorentwurfsniveau. Im Fokus steht dabei die kontinuierliche Erweiterung der Funktionalität wie z. B. die Implementierung von neu entwickelten CMC-Materialmodellen. Die Tools erlauben die Vorauslegung von kompletten Triebwerkssystemen und die Einbindung in die vorhandene Integrationsumgebung RCE (Remote Component Environment).

Das Vorauslegungstool für Brennkammern CoSMA (Combustor Strength and Modal Analysis) dient zur automatisierten statischen, thermomechanischen Vorauslegung von Brennkammerbauteilen. Das CoSMA-Tool ist eng gekoppelt mit dem vom DLR-Institut für Antriebstechnik (AT) entwickelten ComDAT-Tool. Im CoSMA-Tool können Brennkammerkomponenten aus beschichteten oder unbeschichteten Standardlegierungen sowie aus faserverstärkten Oxidkeramiken vorausgelegt werden. Stärke des CoSMA-Tool ist die Kopplung mit anderen DLR-Vorauslegungstools (Gesamtprozesskette Triebwerk), siehe Abbildung 43. Zudem können mit CoSMA nicht nur bekannte Hochtemperaturlegierungen, sondern auch zukünftige Brennkammermaterialien wie CMC mit anisotropen Eigenschaften zur Vorauslegung verwendet werden. Aspekte der aktuellen und zukünftigen Weiterentwicklung sind die Berücksichtigung von nicht-oxidischen CMC (SiC/SiC) sowie eine Lebensdauervorhersage der Brennkammerteile und eine Anpassung der BT-Modellierungssoftware. Vorhandene Brennkammern wie das Getriebefan-Triebwerk PW1000G von Pratt & Whitney sowie zukünftige Brennkammerkonzepte wie das UltraFan-Triebwerkskonzept von Rolls-Royce werden mit den oben genannten Tools numerisch analysiert. Am konkreten Beispiel einer effusiv gekühlten Ringbrennkammer wurde das Versagensverhalten thermomechanisch ausgelegt. Es können mithilfe der ermittelten Sicherheitsfaktoren die kritischen Bauteilstellen erkannt werden. So versagt das Bauteil in den Bereichen mit einem Sicherheitsfaktor  $SF > 1$  nicht (Abbildung 42).

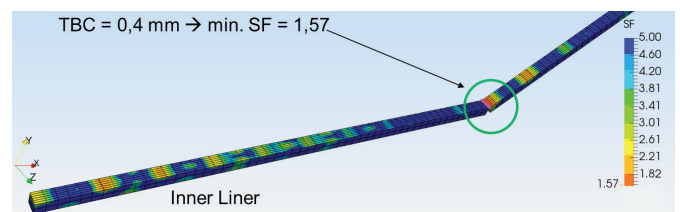


Abbildung 42: Versagensverhalten einer effusiv gekühlten Ringbrennkammer (Ultra-High-Bypass-Ratio-Triebwerk)

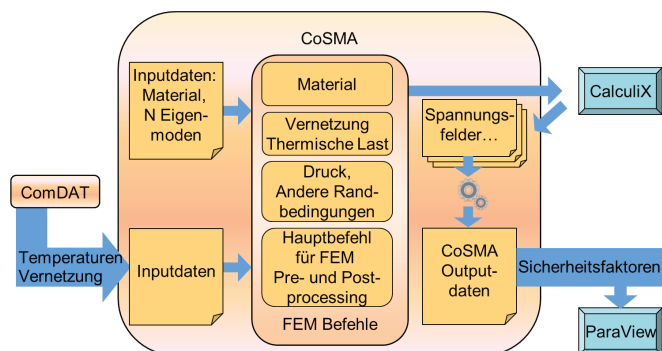


Abbildung 43: Prozesskette des CoSMA-Tools

Die strukturelle Vorauslegung von Verdichterkomponenten läuft in mehreren Phasen ab. Zuerst erfolgt eine Bewertung und Gewichtsabschätzung der vorhandenen Rotor- und Statorschaufeln mittels Finite-Element-Analysen (FEA). Die Profile im Gaskanal werden zuvor unter aerodynamischen Aspekten gestaltet. Die Erzeugung der FE-Modelle geschieht hierbei automatisiert und vom Detailgrad her angepasst an die Anforderungen dieser Auslegungsphase. Berücksichtigt werden Rotordrehzahl(en) und Temperatureinflüsse für die Materialauswahl. Es folgt eine Iteration der Profilformen bei nicht Einhaltung der strukturellen Anforderungen. Dazu werden geeignete vereinfachte Scheibenkörper erzeugt. Randbedingungen sind gegebene Bauraumbedingungen und radiale Aufweitungen sowie die Fähigkeit, die Lasten der rotierenden Schaufelreihen und der Scheibe zu tragen. Gleichzeitig wird auf ein minimales Gesamtgewicht hin optimiert. Diese Verdichter- und Turbinenscheiben werden nun über ebenfalls zu generierende Wellen miteinander verbunden, das Design berücksichtigt auch Stützpunkte durch vorgegebene Lager. Die Wellen werden mittels FEA statisch und dynamisch bewertet und auf ein möglichst niedriges Gewicht hin ausgelegt. Schlussendlich werden zu den vorhandenen Strukturen im Verdichter und der Turbine noch Gehäusewandstärken abgeleitet, die einer Impaktforderung von zwei Schaufeln genügen müssen.

Zudem wird für die Brennkammer ein Druckgehäuse aus den Anforderungen zu Bauraum, Druck und Temperatur erstellt. Somit ergibt sich ein Gesamtbild der wesentlichen Triebwerksstrukturen, die bereits den grundlegenden Anforderungen aus struktureller Sicht genügen. Ihre vorläufigen Formen, Abmessungen und Massen sind bei Vernachlässigung aller konstruktiven Details bekannt und lassen neben ersten Aussagen über aerodynamische Kenngrößen auch Schlüsse über die Gesamtabmessungen und die Gesamtmasse des betrachteten Triebwerks in dieser frühen Designphase zu. Für BT ergibt sich durch die Weiterentwicklung von CoSMA ein großer Mehrwert, da mit dem Tool nun auch die Faserverbundkeramiken im gesamten Auslegungsprozess mit ihren spezifischen Eigenschaften mitberücksichtigt werden können.

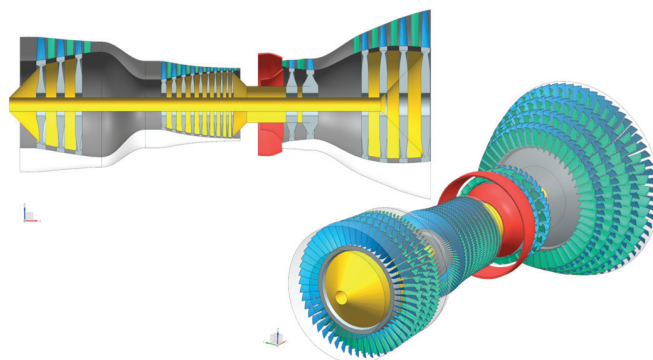


Abbildung 44: Strukturmechanisch bewertete Komponenten eines Ultra-High-Bypass-Ratio-Triebwerks (UHBR)

Die Methoden und Werkzeuge wurden mit vorhandenen Daten aus dem existierenden Triebwerk IAE V2500 validiert, die folgende Abbildung zeigt exemplarisch für den Hochdruckverdichter (HDV) den Vergleich realer und auf der Basis der DLR-Tools optimierter Strukturen (siehe Abbildung 45, rote Konturlinien).

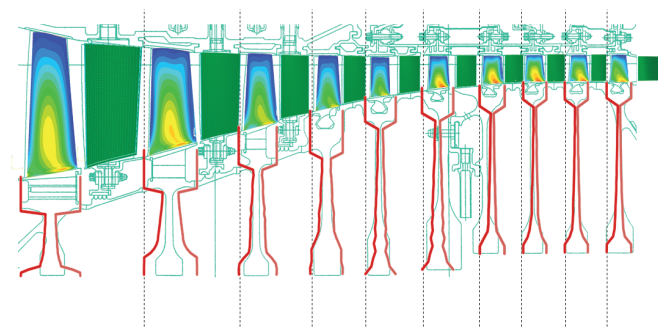


Abbildung 45: Vergleich der vorausgelegten Strukturen mit realen Geometrien am V2500 HDV

Die bei BT erarbeiteten Module werden in das DLR-weite Vorentwurfs-Programmsystem GTlab (GasTurbine Laboratory, DLR-Antriebstechnik) integriert und damit einem größeren Nutzerkreis für interdisziplinäre Zusammenarbeit zugänglich gemacht. In laufenden Arbeiten erfolgt eine Weiterentwicklung und Ergänzung der bestehenden Module, um zukünftig auch fortschrittliche Konfigurationen wie UHBR-Triebwerke (Ultra-High Bypass Ratio) oder Getriebefan-Triebwerke (GTF, Geared Turbofan) abbilden zu können. Die Verfügbarkeit von belastbaren Validierungsdaten aus realen Triebwerken zur Bewertung der Ergebnisse ist hierbei eine der größten Herausforderungen.

### Multidisziplinäre Optimierung und Auslegung

Für die weitere Verbesserung der Leistungsfähigkeit von Luftstrahltriebwerken in ihrer mechanisch-thermischen, thermodynamischen und strömungsmechanischen Komplexität ist es unabdingbar, alle nötigen fachlichen Kompetenzen in einem inter- oder multidisziplinären Kooperationsansatz zu bündeln.

In diesem Kontext entwickelt das Institut BT multidisziplinäre Optimierungswerkzeuge auf der Basis einer Optimierungsumgebung, welche auf dem von DLR-AT entwickelten genetischen Optimierungsalgorithmus AutoOpti basiert. Damit ist eine Optimierung auf mehrere, meist aerodynamische Ziele (z. B. Wirkungsgrad, Kennfeldbreite, Massenstrom) bei gleichzeitiger Einhaltung der strukturellen Restriktionen möglich. Die Überprüfung dieser Rest-

riktionen wird durch von Institut BT in die Prozesskette integrierte strukturmechanische Module gewährleistet. In diesen werden einzelne strukturmechanische Analysen, wie z. B. eine Eigenmode-Analyse, aufgerufen, durchgeführt und ausgewertet. Diese werden fortlaufend um neue Erkenntnisse und Methoden ergänzt, so z. B. um die Berücksichtigung von generischen Scheibenstrukturen zur genaueren Optimierung auf Eigenfrequenzen, Deformationen und Spannungen. Der Prozess ermöglicht die Betrachtung der Strukturen auf Low- und High-Fidelity-Ebene bzw. gekoppelt im Rahmen einer Multi-Fidelity-Optimierung und dadurch eine an die jeweilige Anforderungen angepasste Bewertung (Rechenzeit kontra jeweils geforderter Genauigkeit). Abbildung 46 zeigt das Schema der Prozesskette.

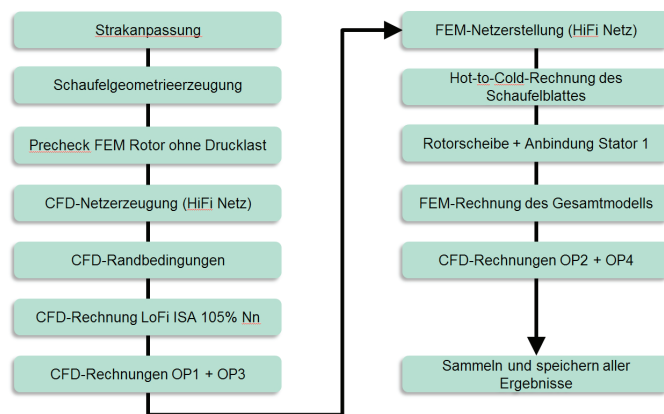


Abbildung 46: Schaubild eines High-Fidelity-Prozesses mit aerodynamischen und strukturmechanischen Modulen

In diese bestehende Umgebung werden laufend weitere Disziplinen, wie derzeit die Aeroelastik, mit eingebunden, um zukünftig bereits im Rahmen der Optimierung noch umfassendere Betrachtungen zu ermöglichen und dadurch die notwendigerweise nachgeschalteten Detailauslegungen der einzelnen Disziplinen weiter zu reduzieren. So kann auch das Risiko einer Verfehlung der Auslegungsziele mit dem Ergebnis der Optimierung weiter minimiert werden. Als Ergebnis dieser Forschungsarbeiten von BT ist es mittlerweile möglich, die Eigenfrequenzen der Schaufeln unter Berücksichtigung von Scheibenentwürfen so zu legen, dass die Gefahr der Kreuzung von Anregungsgeraden mit Eigenfrequenzen im Campbell-Diagramm (Abbildung 47) minimiert wird oder diese sogar ganz vermieden werden kann, was zeitintensive aeroelastische Nachrechnungen erspart. Ebenso können nun erstmalig Lagenoptimierungen von FVK-Schaufeln für gezielte Einstellungen der Steifigkeit bei Einhaltung bestimmter Vorgaben zwecks Fertigbarkeit durchgeführt werden.

Weitere Schwerpunkte, die in diesem Rahmen im Institut angegangen werden, sind die Überprüfung der Vogelschlagtauglichkeit und der Pumpfestigkeit, beides primäre Auslegungsgrößen für Triebwerksstrukturen.

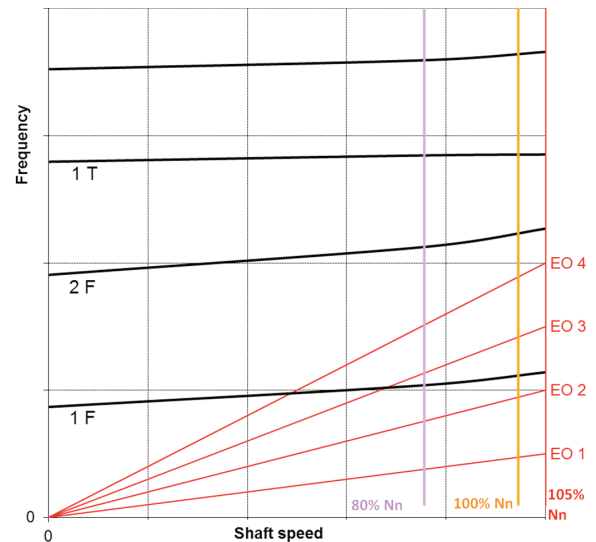


Abbildung 47: Campbell-Diagramm mit optimierten Eigenfrequenzen/Frequenzabständen und Anregungsgeraden

Damit steht für die Optimierung von Triebwerkskomponenten im DLR ein leistungsfähiges numerisches Auslegungssystem zur Verfügung, welches in Kooperationsprojekten seine Konkurrenzfähigkeit im Vergleich zu industriellen Verfahren unter Beweis gestellt hat. Die Fähigkeiten zeigen sich in bereits ausgelegten Hochleistungs-Verdichterstrukturen wie in Abbildung 48 dargestellt, bei denen in detaillierten und aufwendigen Optimierungen eine aerodynamisch extrem leistungsfähige Geometrie für ein Stufendruckverhältnis  $> 2$  bei voller Erfüllung aller Vorgaben bezüglich Betriebsfestigkeit gefunden wurde. Im Beispiel konnte die ungleichmäßig verteilte und lokal deutlich zu hohe Spannung der initialen Geometrie bis zur zulässigen Materialgrenze reduziert werden, während gleichzeitig die aerodynamischen Zielgrößen (isentropen Wirkungsgrad, Druckverhältnis) verbessert wurden.

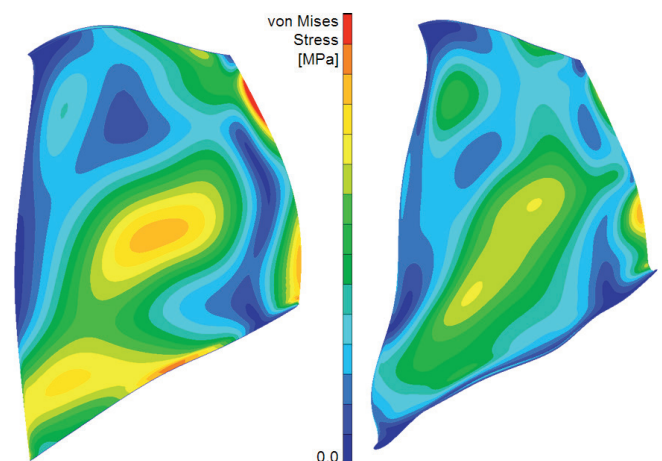


Abbildung 48: Evolution der Schaufelgeometrie im Laufe einer Optimierung, zugehöriger Spannungsplot unter Betriebslast (links vor, rechts nach der multi-disziplinären Optimierung)

In diesem Rahmen erfolgte auch die Entwicklung einer hocheffizienten gegenläufigen Fanstufe für hohe Bypassverhältnisse mit Laufschaufeln aus kohlenstofffaserverstärktem thermoplastischem Kunststoff (CF-PEEK) für die nächste Triebwerksgeneration. Das Projekt baut auf den Ergebnissen des Kooperationsprojektes CRISP (Counter Rotating Integrated Shrouded Propfan, MTU-DLR, 1985-2000) auf und überträgt die seitdem gemachten Fortschritte in den



Bereichen Triebwerksentwicklung bzw. Fan-Technologie in eine neue, leistungsfähigere Geometrie. Resultate sind u. a. eine Steigerung des aerodynamischen Wirkungsgrades sowie die Reduzierung von Geräuschemission und Gewicht. Die multidisziplinäre Optimierung und Auslegung der gegenläufigen CFK-Fanstufen erfolgt erstmalig auf der Basis des Optimierungsalgorithmus AutoOpti unter Berücksichtigung von aerodynamischen, aeroelastischen, strukturellen und fertigungstechnischen Gesichtspunkten in enger Kooperation der beteiligten DLR-Institute und dem Systemhaus Technik (SHT). Die primären Ziele der Auslegung waren die Entwicklung von CFK-Blattgeometrien für einen maximalen aerodynamischen Wirkungsgrad bei geringerer Lärmabstrahlung im Vergleich zur Vorgängerversion und gleichzeitiger Gewichtsreduzierung sowie die Anwendung einer hochgradig automatisierbaren, thermoplastischen CFK-Bauweise und die damit einhergehende Kostenreduzierung und erhöhte industrielle Nutzbarkeit (siehe Abschnitt 2.1.2.3.). Das Ergebnis der Auslegung ist in Abbildung 49 zu sehen. Deutlich erkennbar ist die stark gekrümmte Struktur beider Stufen als Ergebnis des Optimierungsprozesses.

Für 2018 ist am Institut AT eine experimentelle Validierung der Optimierungs- und Auslegungsergebnisse und damit der entwickelten numerischen Werkzeuge auf dem Mehrstufen-Zweiwellen-Verdichterprüfstand (M2VP) mit Einsatz modernster Messtechnik geplant.

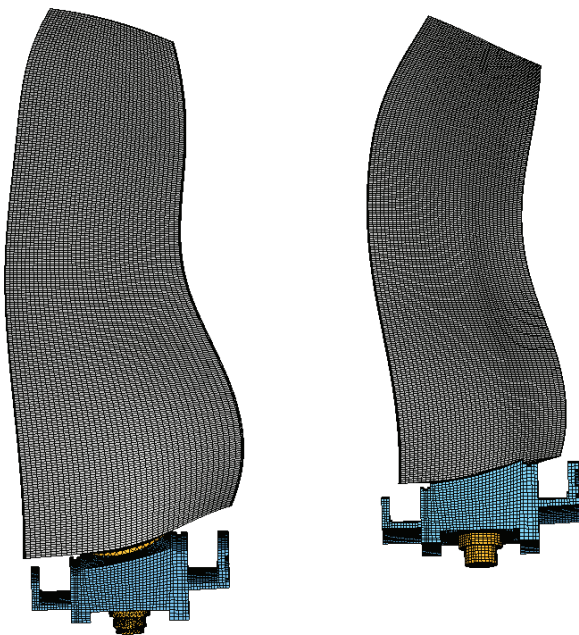


Abbildung 49: FE-Modell des gegenläufigen Fans aus CF-PEEK mit Schaufelfuß und Aufnahme im Scheibensegment

Die Methoden und Werkzeuge im Bereich der multidisziplinären Optimierung und Auslegung sind ebenso auf Radialverdichter anwendbar. Ziel ist auch hier die Einhaltung der strukturellen Restriktionen wie z. B. zulässige Spannungen oder radiale Aufweitung unter Last bei einer gezielten Optimierung einzelner oder mehrerer aerodynamischer Key Performance Variables. Auf diesem Wege lassen sich neue aerodynamische Freiheitsgrade, die z. B. durch Fortschritte im Bereich der Fertigungstechnologie entstehen, nutzen und gleichzeitig deren Umsetzbarkeit strukturell bewerten.

Die Radialverdichter weisen gegenüber den Axialverdichtern diverse Besonderheiten auf, denen in den Prozessen Rechnung getragen werden muss. Dazu gehören z. B. angeschnittene Schaufelprofile oder der Umstand, dass sich ggf. mehrere Schaufeln auf einem Disk-Segment befinden können (zusätzliches Splitter-Blade).

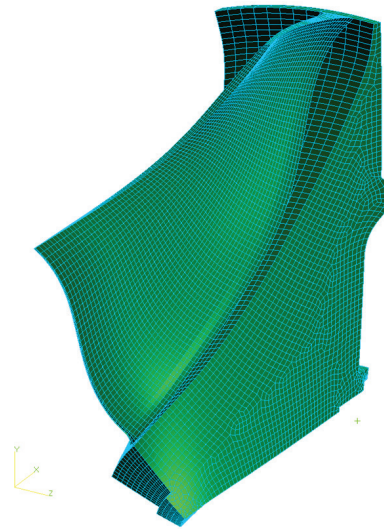


Abbildung 50: FE-Modell eines optimierten Radialverdichtersegments

Mittels Messungen am Triebwerk des DLR-Forschungsflugzeugs A320 D-ATRA konnte im Bodenstandversuch eine Validierung der eingesetzten Methoden und Werkzeuge zur Struktursimulation erfolgen. Dazu wurden die Deformationen der Fanschaufeln des Triebwerks IAE V 2527 mittels numerischer Simulation für den jeweils betrachteten Betriebspunkt vorhergesagt und mit den Ergebnissen optischer IPCT-Messungen (Image Pattern Correlation Technique) verglichen. Abbildung 51 zeigt den Vergleich der Deformation von „heißer“ Struktur aus FEA (links) und IPCT-Deformationsfläche (rechts, gemittelt aus 18 Aufnahmen) zur „kalten“ IPCT-Referenzfläche (gemittelt aus 18 Aufnahmen). Es ist deutlich erkennbar, dass das Deformationsverhalten der Schaufeln qualitativ übereinstimmt.

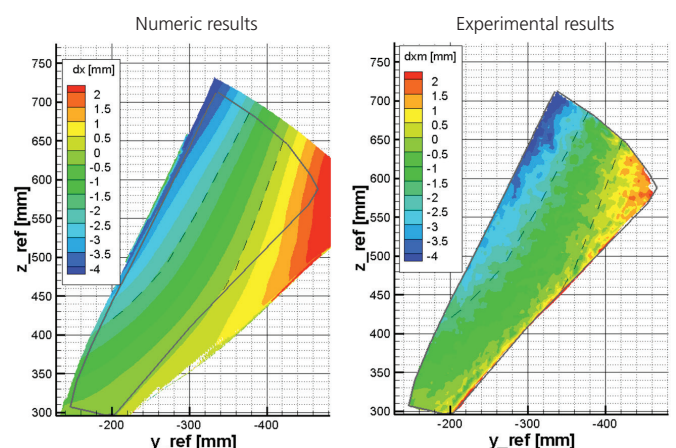


Abbildung 51: Vergleich der Deformation zur Referenzfläche: FEA-Ergebnis (links) und IPCT-Deformationsfläche (rechts)

Im mittleren Erfassungsbereich war auch die quantitative Übereinstimmung mit einer Genauigkeit in der Größenordnung der IPCT-Messgenauigkeit (ca. 0,2 mm) gegeben. Lediglich im Randbereich traten höhere Abweichungen in der Größenordnung von maximal 0,7 mm auf (einzelner Punktwert). Diese sind jedoch auf Schwierig-

keiten bei der optischen Erfassung der dort stark gekrümmten und reflektierenden Schaufeloberflächen zurückzuführen, was in einer höheren Standardabweichung bei der Mittelung der Aufnahmen resultiert. Da die Deformationen in der FEA die Basis aller abgeleiteten Ergebnisse wie Spannungen und Dehnungen sind, lassen diese Ergebnisse den Schluss zu, dass die entwickelten Methoden und Werkzeuge eine zuverlässige strukturmechanische Simulation erlauben.

Weiterführende Aufgabe in diesem Bereich ist die Weiterentwicklung, d. h. der Ausbau und die Detaillierung der bestehenden Prozesskette und die Vertiefung des notwendigen Verständnisses der grundlegenden Zusammenhänge und Einflussgrößen im Turbomaschinenbereich. Der Schwerpunkt in der multidisziplinären Optimierung und Auslegung liegt bisher auf den Verdichterstrukturen, eine Erweiterung hin zur Turbine mit allen zusätzlichen Aspekten ist eine besondere Herausforderung der laufenden Weiterentwicklung. Hier sind insbesondere der Thermalhaushalt und die Interaktion von Brennkammerabströmung und Struktur (Fluid-Struktur-Interaktion, FSI) und die Berücksichtigung von Kühlluftströmungen zu nennen. Auch aeroakustische Aspekte werden im Rahmen der Lärmforschung wie die weitere notwendige Verringerung von Fluglärm immer wichtiger, ebenso wie die Berücksichtigung von Einflüssen zukünftiger Flugzeugkonfigurationen wie z. B. Grenzschichteinsaugung durch eingebettete Antriebe (Boundary Layer Ingestion, BLI) und die Erweiterung um die deterministische und stochastische Betrachtung von Werkstoff- und Fertigungseinflüssen. Mit diesen Forschungsarbeiten trägt BT einen wesentlichen Anteil zur Entwicklung der „Virtual Engine“ als strategisches Ziel des DLR bei.

### Schädigungsmodelle und Lebensdauerberechnung von Faserkeramiken

Neben Titanaluminiden oder gedruckten Komponenten findet die Werkstoffklasse der Faserkeramiken immer stärker Einzug in das Triebwerk. Die Ausnutzung faserspezifischer, energiedissipierender Mechanismen wie Faser-Pull-Out und Rissablenkung geben den Faserkeramiken im Vergleich zu monolithischen Keramiken die für einen Konstruktionswerkstoff nötige Schadenstoleranz. GE dominiert hier den Markt und geht für ausgewählte, statische Komponenten bereits in die Serienanwendung.

Faserkeramiken bieten ein enormes Potenzial zur Steigerung der Einsatztemperaturen von Komponenten im Brennkammer- und Turbinenbereich. Durch höhere thermische Belastbarkeit der Komponenten aus keramischen Werkstoffen bei gleichzeitig reduziertem Bauteilgewicht sollen der Wirkungsgrad der Antriebe gesteigert und zugleich deren Emissionen und Gewicht gesenkt werden. Für den Einsatz dieser Werkstoffklasse ist die Entwicklung von Werkstoff- und Schadensmodellen für die Auslegung unabdingbar. CMC erfahren bei zyklischer thermomechanischer Belastung Schäden, die mit makromechanischen Modellen abgebildet werden müssen. Um die makromechanische Schädigung für CMC-Bauteile, z. B. in der Fluggasturbine, zu bewerten, wurden Auslegungsmethoden im Rahmen des LuFo V1-Projekts HOT\_TCF\_Modeling entwickelt. Das entwickelte Schädigungsmodell gründet auf der Reduktion der Steifigkeit unter mechanischer Belastung und integriert diesen Ansatz im Rahmen der Kontinuumsmechanik. Mit Hilfe der sogenannten User-Defined-Subroutinen wurden diese Werkstoffmodelle in kommerziellen Finite-Element-Paketen umgesetzt. Die Entwicklung der numerischen und analytischen Ansätze hat sich an oxidischen CMC-

Daten bei Raum- und Hochtemperatur aus dem LuFo IV-Projekt CMC\_COAS orientiert. Die benötigten Parameter für das Schädigungsmodell lassen sich leicht aus instrumentierten Zug- und Biegeversuchen ermitteln. Dies vereinfacht die Übertragbarkeit auf andere CMC, z. B. SiC/SiC. Anisotrope lastzyklenabhängige Auslegungskriterien wurden anhand experimenteller Ermüdungsdaten abgeleitet und in das Post-Processing überführt. Diese Tools ermöglichen zusammen mit dem Schädigungsmodell die Lebensdauervorhersage ohne Zeitstandschädigung. In Abbildung 52 wird die FEM-Berechnung des nichtlinearen Spannungs-Dehnungs-Verhaltens mit dem experimentell ermittelten Spannungs-Dehnungs-Verlauf verglichen. Es zeigt sich, dass die Schädigung, die sich in einem nichtlinearen Verhalten widerspiegelt, vorhergesagt werden kann. Zudem ist es möglich, durch die Definition von Versagenskriterien auch Festigkeit und Bruchdehnung im Modell sehr gut abzubilden.

Zukünftig werden diese Tools erweitert, um die zeitabhängigen Schädigungsberechnungen in komplexen CMC-Bauteilen einzubeziehen.

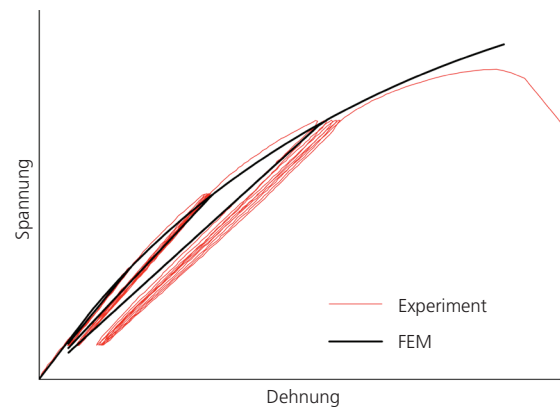


Abbildung 52: Spannungsdehnungskurve (Zug) in +/- 45°-Richtung von einem oxidischen CMC bei Raumtemperatur und der Vergleich zwischen den experimentellen und FEM-Ergebnissen mit Berücksichtigung der Schädigung

### Übertragung von digitalen CT-Bildern in numerische Modelle

Zur weiteren Qualifizierung der numerischen Modelle werden reale Gefüge über 3D-Mikro-CT digitalisiert und ein FE-Netz konvertiert. Damit kann ein exaktes Abbild von delaminationsbehafteten Proben im Modell erstellt werden. Lage und Größe der Delaminationen wurden in die FE-Modelle integriert und mit bruchmechanischen Modellen (Kohäsiv-Zonen-Modelle) gekoppelt. Das Verhalten unter Biegebelastung wurde berechnet. Sowohl Steifigkeit, Maximallast als auch Versagensart und Versagensort konnten vorhergesagt werden. Es lässt sich damit also genau absehen, welche Risse, Delaminationen oder sonstigen Schädigungen im Bauteil sich unter einer gegebenen Belastung kritisch weiterentwickeln. Abbildung 53 zeigt links die Vorhersage des Biegemodells (Zugversagen im eingekreisten Bereich) und rechts das entsprechende Versagen der realen Proben. Anfängliche Delaminationen sind in den Proben als horizontale schwarze Linien zu erkennen.

Dieser Ansatz ermöglicht erstmalig die strukturmechanische Bewertung von delaminationsbehafteten faserkeramischen Strukturen mit Einbezug der realen Mikrostrukturen.



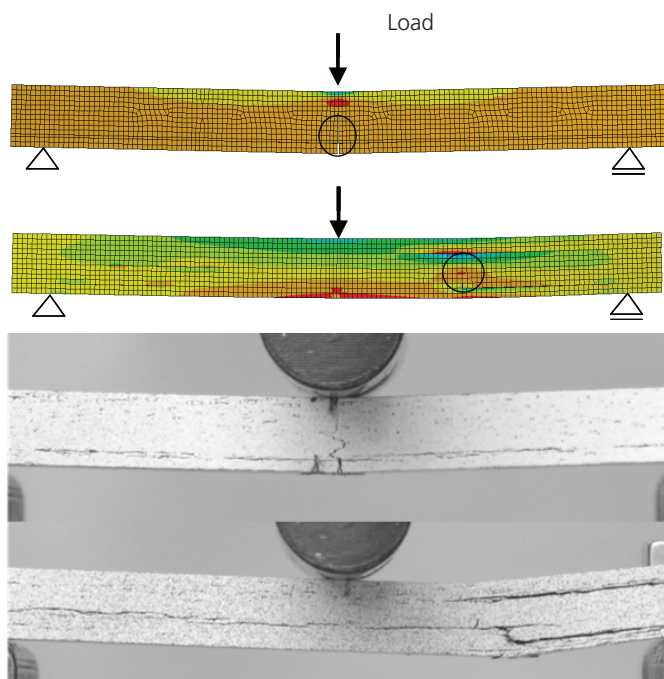


Abbildung 53: Vorhersage der Versagensbereiche im FE-Modell (Kreise, oben); reales Versagen der teilweise delaminierten Proben rechts

#### 2.1.2.2. Spezifische Analysemethoden

##### NDT-Methoden für Faserkeramiken

Die zerstörungsfreie Untersuchung von Faserkeramiken ist eine Voraussetzung für die Schaffung von Daten und Information zur Entwicklung von Schädigungs- und Lebensdauermodellen. Zur Analyse der Werkstoffeigenschaften der oxidischen Faserkeramik WHIPOX® wurde in Kooperation mit dem Institut für Werkstoff-Forschung in Köln untersucht, welche zerstörungsfreien Prüfmethoden zur Charakterisierung dieses Werkstoffs in besonderem Maße geeignet sind. Vergleichende Untersuchungen mit den in Stuttgart verfügbaren NDT-Techniken luftgekoppelte Ultraschallprüfung, optisch angeregte Lock-In-Thermographie (OLT) sowie Computertomographie (CT) kamen hierbei zur Anwendung.

Bei der Lock-In-Thermographie erhöht sich die Eindringtiefe der Wärmewellen mit abnehmender Anregungsfrequenz  $f$ . Während bei  $f = 0,06$  Hz hauptsächlich oberflächennahe Strukturen wie die Anordnung der Faserbündel abgebildet werden, zeichnet sich bei Anregungsfrequenzen unterhalb  $0,01$  Hz bereits ein deutliches Muster von dunklen Flecken ab. Diese zeigen Materialbereiche mit erhöhter Porosität oder sogar lokaler Delamination an, die die Ausbreitung der Wärmewellen stärker behindern, als dies in der umgebenden Matrix der Fall ist. Das Fehlstellenmuster konnte durch die luftgekoppelte Ultraschallprüfung, die nicht tiefensensitiv ist, nahezu 1:1 abgebildet werden. Durch diese Informationen eröffnete sich die Möglichkeit, bei der Planung der Schnittmuster für mechanische Werkstoffproben gezielt Probenkörper mit einer definierten und für den Werkstoff repräsentativen Matrixstruktur auszuwählen. Die anschließend durchgeführte mechanische Charakterisierung der Proben auf Zug- und Biegebeanspruchung zeigte eine Korrelation mit der Fehlstellendichte im Werkstoffgefüge. Bei den Materialproben aus den poröseren Plattenbereichen traten gegenüber dem repräsentativen Probenmaterial bereits bei rund 60-70 % der Maximalbelastung totales Versagen auf. Hier konnten flächenhafte Analysen

aus der zerstörungsfreien Werkstoffprüfung direkt mit Änderungen bei der mechanischen Festigkeit des Werkstoffs in Verbindung gebracht werden. Abhängig vom Wickelwinkel zeigen vor allem dicke, über Wickeltechnik hergestellte Lamine aus Oxidfaserkeramik (WHIPOX®) in den Überkreuzungsbereichen der Faserbündel erhöhte Porositätswerte. Ein solcher Überkreuzungsbereich ist im CT-Schnittbild in Abbildung 54 (a) dargestellt. In Abbildung 54 (b) ist das umgebende Wickelmuster als Phasenbild aus einer Lock-In-Thermographieanalyse bei  $f = 0,01$  Hz Anregungsfrequenz zu sehen. Der durch seine erhöhte Porosität als dunkler Fleck erkennbare Bereich, der im CT-Schnittbild links dargestellt ist, wurde im Thermographiephasenbild durch eine Markierung hervorgehoben (Abbildung 54 (b)).

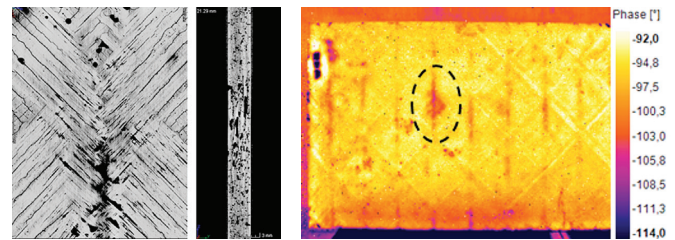


Abbildung 54: (a) Darstellung eines Kreuzungspunktes aus  $\text{Al}_2\text{O}_3$ -Faserbündeln im CT-Schnittbild und (b) seine Position im Wickelmuster, das durch die Phasenanalyse der reflektierten Wärmestrahlung (Lock-In-Thermographie) durch zugeordnete Farbcodierung abgebildet wird

Abbildung 55 (a) zeigt den CT-Schnitt eines größeren Plattenbereichs, bei dem die durch die Mikrostruktur bedingte Verteilung der Poren über die Plattendicke als Grauwert hervorgehoben ist. Nach weiterer Aufbereitung der CT-Daten kann daraus die jeweilige Porosität an den verschiedenen Stellen im Gefüge des Werkstoffs bestimmt und definierten Farbwerten zugeordnet werden (Abbildung 55 (b)). Dieses Ergebnis ermöglicht die quantitative Bewertung der lokalen Plattenqualität.

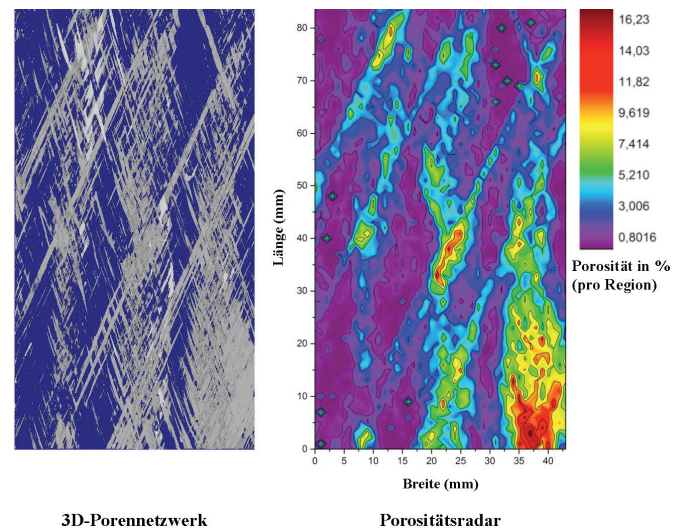


Abbildung 55: (a) Darstellung der Porenverteilung (grau) in WHIPOX®-Material aus CT-Analyse und (b) quantitative Auswertung der Porosität mit Farbcodierung

Neben prozessintegrierter Thermographieprüfung wurden in Kooperation mit Becker Photonik GmbH erstmals Terahertzwellen zur Untersuchung von oxidischen CMC-Werkstoffen eingesetzt. Abbildung 56 zeigt einen vollständigen THz-Scan einer 3 mm dicken WHIPOX®-Platte bei  $0,3$  THz Anregungsfrequenz. In diesem Frequenzbereich werden die Wellen nahezu vollständig vom Material

absorbiert. Das Bild zeigt in den hellen Bereichen die Wechselwirkung der THz-Wellen mit den Oberflächen der Faserbündel sowie den dichteren Bereich der Matrix. Dementsprechend erscheinen Hohlräume, Delaminationen oder Bereiche mit erhöhter Porosität dunkelblau.

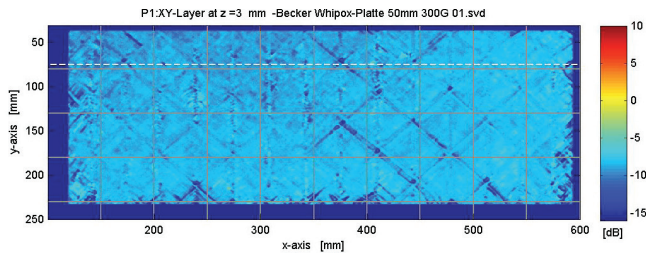


Abbildung 56: Terahertz-Scan über eine Platte aus gewickeltem WHIPOX®-Material bei 0,3 THz Anregungsfrequenz

Die genauere NDT-Untersuchung einer rund 10 mm dicken WHIPOX®-Platte zeigte schon im luftgekoppelten Ultraschall Bereiche mit deutlich ausgeprägten Fehlstellen, die in dunkelblauer bis schwarzer Färbung abgebildet sind (Abbildung 57, oben). Der entsprechende THz-Scan bei 0,1 THz Anregungsfrequenz erlaubt nicht nur einen weitgehend defektselektiven Flächenscan, in dem die Fehlstellen deutlich hervortreten (Abbildung 57, unten), sondern vielmehr auch einen Querschnittscan durch ausgewählte Bereiche, was eine genaue Tiefenlokalisierung ermöglicht. Die 3-dimensionale CT-Analyse mit ihrer hohen Ortsauflösung bestätigt, dass es sich bei diesem Defekt um eine Delamination handelt. Diese Delamination ist in den CT-Schnittbildern in Abbildung 58 gut zu erkennen (weiße Pfeile).

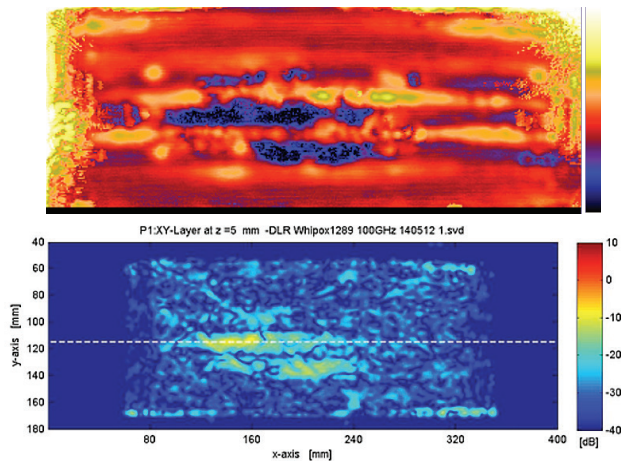


Abbildung 57: Vergleich eines Luft-Ultraschall-Bildes (oben) mit einem THz-Scan (unten). Beide Verfahren zeigen dieselbe Fehlstelle im WHIPOX®-Material

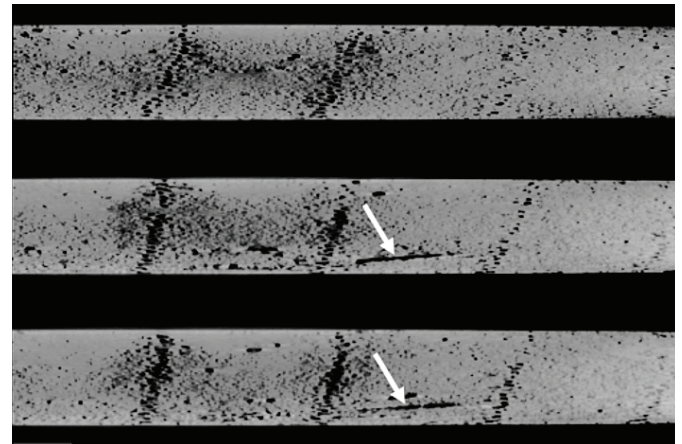


Abbildung 58: Die hochauflösende CT-Analyse dieser Stelle zeigt, dass hier eine Delamination vorliegt (weiße Pfeile)

Die gezeigten Ergebnisse, die mit verschiedenen NDT-Prüfverfahren an WHIPOX®-Faserkeramik erzielt wurden, zeigen, dass es eine ganze Reihe an verfügbaren Möglichkeiten gibt, mikrostrukturbedingte Werkstoffmuster und Fehlstellen zerstörungsfrei zu erkennen und genau zu lokalisieren. Mit der 3-dimensionalen CT-Analyse kann die höchste Auflösung und die größte quantitative Informationsdichte erzielt werden. Allerdings muss man sich bei höherer Auflösung meist auf kleinere Analysevolumen beschränken. Großflächige, prozesstechnisch bedingte Informationen, wie z. B. der gleichmäßige Verlauf von Wickelmustern, kann so nicht mehr erfasst werden. Bei der prozessintegrierten NDT-Prüfung sind daher Prüfverfahren, die großflächige Scans in möglichst kurzer Zeit mit hinreichend hoher Genauigkeit ermöglichen, zu bevorzugen. Für nichttoxische Faserverbundwerkstoffe sind das in erster Linie akustische und optische Prüfmethoden (z. B. Ultraschallprüfung, aktive Thermographieverfahren). Bei oxidischen Faserverbundwerkstoffen wie WHIPOX® bietet sich darüber hinaus auch noch die schnelle, berührungslose Prüfung durch Terahertzwellen an.

### 2.1.2.3. Strukturen für Triebwerke

#### Verdichter

Im Nachgang der bereits beschriebenen interdisziplinären aerodynamischen, strukturellen und aeroelastischen Auslegung sind auch verschiedene Verdichterstrukturen gefertigt und teilweise im Rigtest erprobt worden. Dies reicht von vollständig metallischen Rotoren wie dem UHBR-Rotor und dem CRTF2b-Rotor über Bauweisenstudien hybrider Verdichterblätter bis hin zu einer neuartigen, aus axialen Rotorsegmenten gefügten metallischen Bauweise als Technologieträger. Zuletzt erfolgreich umgesetzt wurden die im Abschnitt 2.1.2.1 beschriebenen, gegenläufigen CRISP-Rotoren aus faserverstärkten Kunststoffen. Speziell für die Verbindung metallischer Materialien und faserverstärkter Kunststoffe im Rahmen von Hybridstrukturen sind im Institut WF in Zusammenarbeit mit BT Grundlagen erarbeitet worden, die diese Technologie weiter in Richtung eines Einsatzes im Bauteil voranbringen.



### a) Hybride Verdichterstrukturen – Verstellring

Der hier dargestellte Unison-Ring in Hybridbauweise hat die Aufgabe, über an ihn gekoppelte Verstellhebel die gleichförmige Verstellung von Verdichterleitschaufeln zu bewirken. Gelagert ist der Ring auf dem Verdichter-Gehäuse mittels Centralizern und Gleitpads. Der beim Triebwerkshersteller ursprünglich verwendete Verstellring besteht aus einem ringförmig gebogenen metallischen Vierkantrohr aus Titan. Das Problem dieses starren Systems liegt in der thermischen Ausdehnung zwischen dem Verdichtergehäuse und dem metallischen Vierkant-Unison-Ring. Der Spaltabstand ist optimiert für den Reiseflug, bei Start und Landung treten demgegenüber jedoch deutliche Unterschiede zu dieser Auslegungs-Temperatur und damit deutliche Abweichungen vom Soll-Spalt auf. Ebenso ist der Anlassvorgang des Triebwerks nicht ganz unkritisch, da hier das Spaltmaß im kalten Zustand groß ist. Gefordert war nun ein anpassungsfähiger Ring, welcher sich möglichst an der Ausdehnung des Verdichter-Gehäuses orientiert. Eine solche Lösung wurde bereits im Projekt CHUR gefunden, in welchem ein Bimaterial-Ring entwickelt wurde, dessen einzelne Segmente sich in der Art eines Bimetalls unter Temperaturänderung biegen. Da der Ring auf den Centralizern/Gleitpads gelagert ist, wandelt sich der Ring bei zunehmender Temperatur zu einem Polygon. Der Umfang bleibt dabei gleich, allerdings wächst der Innen-Radius des Rings, und damit entfernen sich die Pads vom Zentrum weg. Passt man die Biegung dieser Ringelemente mittels geometrischer Optimierung der beiden verschiedenen Materialien der Ausdehnung des Verdichtergehäuses an, so bleibt der Spaltabstand zwischen Verdichter-Gehäuse und dem Gleitpad immer in einem akzeptablen Bereich. Dieser Ring wurde bereits im Jahre 2005 entwickelt, wurde aber nun an die Anforderungen der Triebwerke der neuen Generation angepasst. Die notwendige Verbesserung besteht darin, dass inzwischen eingesetzte neuartige Leitschaufeln aerodynamisch sehr anfällig auf Flattern sind und keinerlei Spiel im Verstellsystem mehr auftreten darf. Im Rahmen der Weiterentwicklung wurde daher zusätzlich eine Strukturoptimierung, abgestimmt auf einen zur Verfügung gestellten Bauraum, durchgeführt. Damit und mit dem nun eingesetzten Faserverbundmaterial entstand eine bionische Bauweise, welche an die vorhandenen Lasten und Umgebungsrandbedingungen optimal angepasst ist. Die vollständige Auslegung und Konstruktion des Rings oblag dem DLR, die Fertigung wurde beim NLR (Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium) durchgeführt. Der hybride Verstellring wurde an der TU Dresden erfolgreich auf die geforderten Lasten (Dauerfestigkeit, Pumpstoß) getestet.

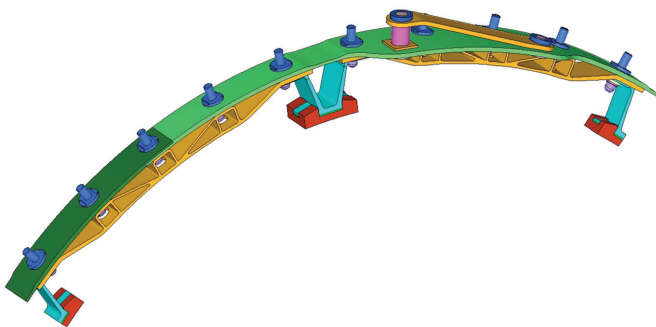


Abbildung 59: Finales Design des Verstellrings mit CFK-Ringen, Centralizern, Alu-Unterzug, Hebel zur Lasteinleitung (CAD-Modell, 2 Segmente)



Abbildung 60: Vollständiger, gefertigter UNISON-Ring (Quelle: NLR)

### b) Monolithische CFK-Strukturen für den CRISP-Rotor

Auf der Basis der in Abschnitt 2.1.2.1 beschriebenen multidisziplinären Auslegung von Rotoren wurde der gesamte Rotor für ein CRISP-Triebwerk ausgelegt und gefertigt. Basierend auf den Betriebslasten wurden für die gewählte Faser-Matrix-Kombination und den Lagenaufbau die optimalen aerodynamischen Geometrien ermittelt. Für die Fertigung der ausgelegten CRISP-Rotorblätter aus CF-PEEK wurde am Institut BT ein neues Verfahren zur Herstellung thermoplastischer Faserverbundbauteile entwickelt. Hierbei wurden automatisiert herstellbare „Organobleche“ aus kohlenstoffaserverstärktem Thermoplast PEEK (CF-PEEK) in der Heißpresse umgeformt ( $p = 170 \text{ bar}$ ,  $T = 400 \text{ °C}$  (Vorheizen) bzw.  $T = 280 \text{ °C}$  (Form)) und anschließend durch Fräsbearbeitung in die komplexen, dreidimensionalen Endformen mit mehrfach gekrümmten Oberflächen gebracht. Das CF-PEEK wurde einem umfangreichen Testprogramm unterzogen, um für die strukturellen und aeroelastischen Berechnungen hochgenaue Materialkennwerte bereitzustellen und die notwendige Festigkeit für die hohen statischen und dynamischen Belastungen auf Rotorblättern nachzuweisen. Die Anbindung der Rotorblätter erfolgte durch eine von BT entwickelte und patentierte CF-PEEK/Titan-Bolzenverbindung und führte zu weiterer Gewichtseinsparung. Zur Vorbereitung der Tests auf dem Verdichterprüfstand M2VP wurden die Rotorblätter Schleudertests unterzogen. Dabei wurde die 1,3-fache statische Überlast, bezogen auf die maximal im Rig zu fahrende Drehzahl, ohne Beeinträchtigung der Strukturen nachgewiesen. Weitere Zeit- und Dauerfestigkeitsversuche der Schaufeln stehen noch aus.



Abbildung 61: Fertigungsverfahren ebene Platte „Organoblech“ (links), umgeformter Rohling (mitte), fertiges Rotorblatt (rechts)



Abbildung 62: Fertiggestellter CRISP-Rotor aus CFK mit zwei gegenläufigen Stufen

#### c) Monolithische CFK-Strukturen für den CROR-Rotor

Eine Hürde für den Einsatz eines Counter Rotating Open Rotor (CROR) stellt die Sicherheit hinsichtlich eines Hochgeschwindigkeitsaufpralls dar. Da das Antriebssystem über keine Einhausung verfügt, kann eine vollständige oder teilweise Blattablösung, die z. B. durch einen Vogelschlag verursacht wird, zu einer Beschädigung der Flugzeugstruktur führen.

Innerhalb des Clean Sky „Smart Fixed Wing Aircraft (SFWA)“-Projekts entwickelte das DLR eine Methodik zur Simulation von Vogelschlag auf ein Faserverbund-Blatt unter Berücksichtigung der Betriebslasten einschließlich der aerodynamischen und strukturellen Lasten aufgrund der Blattrotation. Die Berücksichtigung des Vorbelastungszustands des CROR-Blatts ermöglicht es, sein Verhalten im Falle eines Aufprallereignisses (z. B. Vogelschlag, Reifenschlag) realistischer zu untersuchen. Die Anforderungen an Impakt-Resistenz und einen geeigneten Laminataufbau bezüglich minimierter Auswirkungen auf umgebende Strukturen im Falle eines „Blade-Loss“ stellten dabei prinzipiell konträre Auslegungsziele dar.

In einem ersten Schritt wurde das Splitting eines Kunstvogels auf dem Blattprofil mit Faserverbundplatten unterschiedlicher Dicke im DLR-Druckluftkanonenlabor experimentell untersucht (Abbildung 63), um ein numerisches SPH-Modell (Smoothed Particle Hydrodynamics) eines acht Pfund schweren Ersatzvogels zu validieren. Diese experimentelle Studie erlaubte auch die Validierung der Vogelschlagsimulationen an einem statischen Profil.

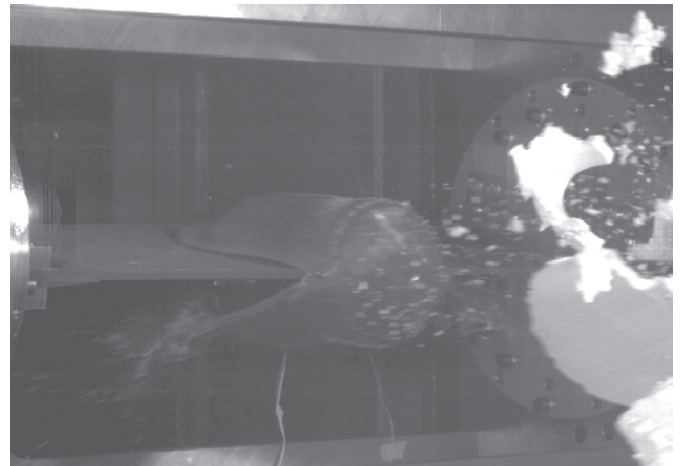


Abbildung 63: Hochgeschwindigkeitsimpakt-Test eines Ersatzvogels auf ein dünnes Profil mit der DLR-Druckluftkanone

Um die Analyse des Impaktverhaltens von CROR-Blättern mit komplexen Geometrien zu automatisieren, wurde in einem zweiten Schritt eine Simulationsprozesskette aufgebaut, die vom computer-gestützten Design über das Pre-Processing bis hin zu numerischen Simulationen und der Analyse der Ergebnisse reicht. Schließlich wurde die entwickelte Methodik für eine erste Auslegungsschleife des CROR-Blatts hinsichtlich Vogelschlag unter Verwendung eines generischen Airbus-Designs eingesetzt. Ziel war es, eine Blatt-Designlösung zu entwickeln, die mögliche Schäden an der Flugzeugstruktur minimiert. Der Auslegungsprozess führte zu einem 8,8 kg schweren CFK-Blatt, in dem bei Vogelschlag kein Bruch auftritt. Damit wurde das von Airbus berechnete Blattgewicht von 10 kg um ca. 10 % reduziert. Im aktuellen Clean Sky2-Projekt wird dieses CROR-Blatt-Design benutzt, um mögliche Rumpf-Abschirmungskonzepte für den Fall eines Blattverlusts zu bewerten.

#### d) Faserkeramische Brennkammerstrukturen

Mit dem Ziel einer Senkung der Schadstoffemissionen wurden im DLR-LOCCA-Projekt faserverstärkte oxidkeramische Flammrohre entwickelt. Dazu wurden von BT Flammrohre inklusive des Stromab-Befestigungskonzepts konstruiert und mit Hilfe von Finite-Elemente-Modellierung (FEM) ausgelegt (Abbildung 64). Anschließend wurden die Flammrohre von WF über Wickeltechnik aus faserverstärkter Oxidkeramik WHIPOX® hergestellt.

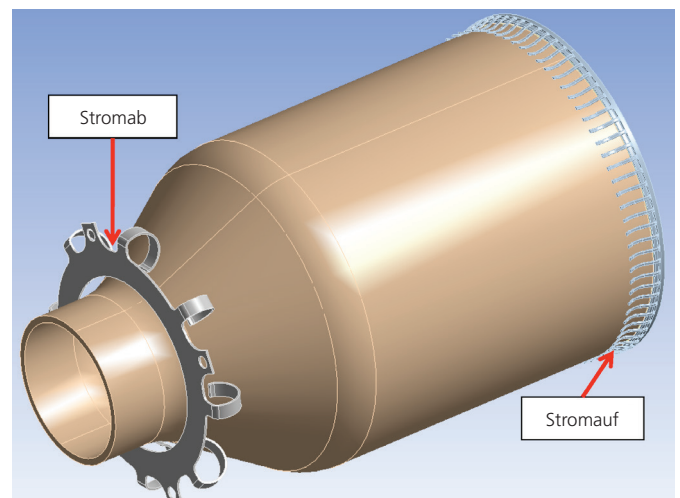


Abbildung 64: WHIPOX®-Brennkammer mit Befestigungskonzept Stromab (Institut BT) und Stromauf (DLR-AT)



Das Tsai-Wu-Versagenskriterium, was üblicherweise für Faser-Kunststoff-Verbunde angewendet wird, wurde an das WHIPOX®-Material angepasst und modifiziert. Über die inverse Laminattheorie wurden unter Berücksichtigung der Matrixcharakteristik virtuelle UD-Schichten erzeugt, die dann in ein Versagensmodell mit modifizierten Tsai-Wu-Kriterien mit unterschiedlichen Parametern unter Zug- bzw. Druckbelastung integriert wurden. Insbesondere wurde die chargenabhängige Schwankung von Faservolumengehalt und Porosität berücksichtigt. Die Validierung des Tsai-Wu-Ansatzes erfolgte anhand von Coupontests, bei denen die gemessene Festigkeit in Abhängigkeit von der Faserorientierung nachgerechnet werden konnte. Für die Flammrohre wurden Sicherheitsfaktoren ermittelt und die kritischen Stellen identifiziert. Bei den Heißgasuntersuchungen der zwei effusivgekühlten Flammrohre beim DLR-Institut für Antriebstechnik wurden von BT Inspektionskriterien über einen maximalen thermischen Gradienten in der Wandstärke ( $\Delta T$ ) definiert. Entsprechend der Auslegungsdaten wurden zwei Flammrohre mit jeweils einer 0,3 mm bzw. 1 mm dicken Wärmedämmschicht aus yttriumstabilisiertem Zirkonoxid gefertigt. Die Bauteile wurden anhand der genannten Kriterien in Heißgasversuchen geprüft. Der WHIPOX®-Liner mit einer Wärmedämmschicht von 1 mm wurde zuerst getestet. Das erste Inspektionskriterium von  $\Delta T = 165$  K wurde bei 65 % Take-off (Brennkammerdruck 21 bar) erreicht. Die Inspektion des ausgebauten Liners ergab keine Risse oder Beschädigungen inklusive der Beschichtung, sodass der Liner wieder eingebaut wurde und die Versuche fortgesetzt wurden. Das nächste Inspektionskriterium wurde bei 80 % Take-off (Brennkammerdruck 25 bar) erreicht, und der Liner zeigte genau an den Stellen Risse, an denen im Modell die höchsten Versagenswahrscheinlichkeiten vorhergesagt worden waren. Das zweite Flammrohr erreichte 70 % Take-off Betriebsbedingung mit  $\Delta T = 152$  K. Über Computertomographie wurde festgestellt, dass die Risse zwischen den Kühlbohrungen über die gesamte Bauteildicke auftraten. Die hohe kritische mechanische Belastung der Brennkammerwand resultiert vor allem aus den thermomechanischen Eigenschaften. So führt die niedrige Wärmeleitfähigkeit von WHIPOX® zu einem inhomogenen Dehnungszustand. Die gleichzeitig geringe Bruchdehnung führt damit zu kritischen Belastungen zwischen den Kühlbohrungen. Bei gegebenem Rohrbrennkammerdesign und den vorliegenden Thermallasten sind die oxidischen CMC lokal überlastet. Jedoch zeigten die Flammrohre trotz Rissbildung kein sprödes Versagen oder Materialverlust, was für die geforderte Schadenstoleranz des WHIPOX®-Werkstoffs spricht (Abbildung 65). Oxidische CMC bei gegebenen Bedingungen für Luftfahrtbrennkammern einzusetzen scheint nur möglich, wenn die thermomechanischen Eigenschaften (Wärmeleitung und Bruchdehnung) verbessert werden und neue Designkonzepte, die die Thermalspannungen reduzieren, entwickelt werden. Zur Vermeidung der Rissbildung sind verschiedene Lösungen möglich. Durch die Verwendung von Werkstoffen mit besseren Wärmeleiteigenschaften, wie z. B. nichtoxidischen SiC/SiC-Verbundwerkstoffen, können die thermal induzierten kritischen Dehnungen deutlich reduziert werden. Alternativ muss das Design angepasst werden, was bei dem gegebenen Bauraum schwierig ist. Des Weiteren können die Maximaltemperaturen zum Beispiel durch dickere Thermalschutzschichten reduziert werden.



Abbildung 65: Riss im ersten getesteten effusivgekühlten WHIPOX®-Flammrohr nach 80 % Take-off. Der Riss verläuft in Umfangsrichtung in Hauptströmungsrichtung

Das Institut BT strebt an, zukünftige Entwicklungen der Brennkammerbauteile für Fluggasturbinen aus dem nichtoxidischen SiC/SiC-Werkstoff herzustellen. Verglichen zu faserverstärkten Oxidkeramiken zeigen SiC/SiC-Werkstoffe höhere Wärmeleitfähigkeit und geringere Wärmedehnung, was zu höherem Potenzial bei Brennkammeranwendungen führt. Sowohl Werkstoffentwicklung und Bauteilherstellung als auch die Entwicklung neuerer Modellierungsansätze sind anvisiert.

Zur Unterstützung dieser weiterführenden strukturtechnologischen Arbeiten werden die dazu nötigen numerischen Werkzeuge zur Auslegung gezielt weiterentwickelt. Die numerische thermomechanische Auslegung von Brennkammerbauteilen erfordert Temperatureingangsdaten, die mit Hilfe von aufwendigen und teuren numerischen Strömungsanalysen generiert werden. Für eine vereinfachte Vorauslegung werden zwei Wege verfolgt: Zum einen wurde das CoSMA-Tool im Rahmen der DLR-Projekte (PEGASUS, PERFECT) weiterentwickelt, und zum anderen werden analytische Ansätze weiterentwickelt, siehe Abbildung 66. Um die Eignung verschiedener Faserverbundkeramiken für Bauteile in der Gasturbine bewerten zu können, wurde ein Werkstoffperformance-Index (WPI) entwickelt. Aus den temperaturabhängigen Werkstoffeigenschaften Elastizitätsmodul ( $E$ ), Streckgrenze ( $\sigma$ ), Wärmeausdehnungskoeffizient ( $\alpha$ ) und Wärmeleitfähigkeit ( $\lambda$ ) wird der WPI berechnet. Je höher der WPI, desto besser geeignet ist der Werkstoff für statische Belastungen mit den thermischen Randbedingungen. Die durch den WPI erhaltenen Ergebnisse wurden mit Hilfe von FEM-Berechnung (CoSMA-Tool) eines Rohres unter thermischen Belastungen validiert.

$$WPI = \frac{\sigma * \lambda}{E * \alpha}$$

Mithilfe des Indexes können sowohl Legierungen als auch Faserverbunde für spezifische Anwendungen verglichen werden und somit geeignete Werkstoffe vorausgewählt werden. Anschließend können detaillierte Studien wie beispielsweise FEM-Analysen der Bauteile folgen.

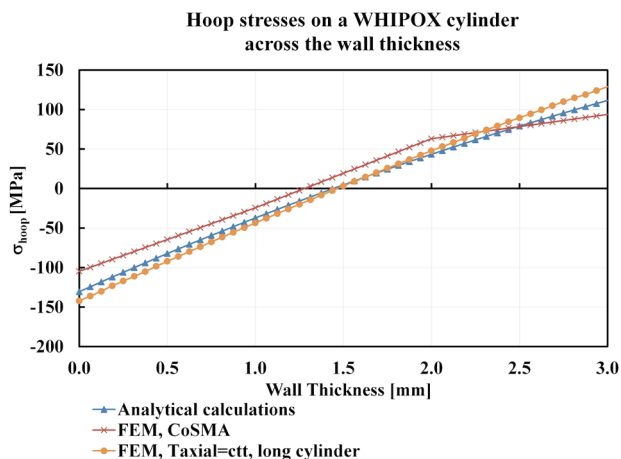


Abbildung 66: Umfangsspannungen eines Rohres mit radialem Temperaturgradienten: Vergleich zwischen analytischem Ansatz, Spannungen aus dem DLR-CoSMA-Tool und aus einer vereinfachten FEM-Studie

## Bauweisen und Strukturen für die Turbine

### a) Oxidische Faserkeramikstrukturen

Im Rahmen des Lufo 4-4 Projekts CMC\_COAS ging das Institut BT zusammen mit dem Institut WF erstmalig in die Entwicklung eines faserkeramischen Full-Scale-Bauteils. Auf der Basis des Anforderungsprofils der MTU wurde ein Turbinendichtring aus der oxidfaserverstärkten Oxidkeramik WHIPOX® entwickelt ( $\text{SiO}_2\text{-Al}_2\text{O}_3$ -Faser in poröser  $\text{SiO}_2\text{-Al}_2\text{O}_3$ -Matrix). Ein Konzept zur Abdichtung und Versteifung wurde abgeleitet. Mit Hilfe von FE-Analysen wurden das Design und der Lagenaufbau des Dichtrings optimiert, um sowohl die Steifigkeitsanforderungen zu erfüllen als auch die thermomechanischen Belastungen in der Turbine zu ertragen. In allen Design-Loops wurde der Fertigungsinput des Instituts WF hinsichtlich der wickeltechnischen Randbedingungen berücksichtigt. Auf dieser Basis wurde der Dichtring mit einem Durchmesser von 800 mm von DLR-Institut WF aus WHIPOX®-Material gefertigt und wird aktuell durch den Projektpartner MTU bewertet.

Diese Arbeiten werden im Rahmen des CleanSky II Projekts AlOxITD fortgesetzt. Der Fokus liegt hier auf dem Design und der Auslegung eines Ox/Ox-Inter-Turbine-Ducts durch das Institut BT. Dieser wird anschließend bei Schunk Kohlenstofftechnik gefertigt und in der Turbinentestvorrichtung der MTU in mehreren 1000 simulierten Flugzyklen getestet werden. Zudem wird Institut BT in diesem Rahmen die Verifizierung aller Designs und Berechnungen sowie die Qualifizierungsversuche für die Rig-Tests übernehmen. Aufgrund des Kooperationsvertrages mit der MTU wird im Rahmen dieses Berichts auf die Darstellung von Bauweisen und Design-Lösungen verzichtet.

### b) SiC/SiC-Faserkeramikstrukturen

Ein keramischer Faserverbundwerkstoff mit hohem Anwendungspotenzial in Flugzeugtriebwerken ist siliziumcarbidfaserverstärktes Siliziumcarbid (SiC/SiC). Zur Herstellung dieses Werkstoffs wurden im Berichtszeitraum die beiden Verfahren Flüssigsiliziiervorgang (Liquid Silicon Infiltration, LSI) und Polymerinfiltration/Pyrolyse (PIP) weiterentwickelt. Bei LSI handelt es sich um ein dreistufiges Verfahren, bei dem zunächst ein Faservorkörper mit einem Kohlenstoffprecursor infiltriert wird. Nach Aushärtung wird der Kohlenstoffprecursor durch einen Pyrolyseschritt in Inertgasatmosphäre bei  $> 900^\circ\text{C}$  zu Kohlenstoff umgesetzt. Dies geschieht unter Massenverlust und Volumenschrumpfung, wodurch sich – abhängig von der Faserorientie-

rung und Faseroberfläche, vom verwendeten Precursor und von den Prozessbedingungen – eine definierte poröse Kohlenstoffmorphologie einstellen lässt. Abschließend erfolgt die Silizierung. Dabei wird flüssiges Silizium (Schmelzpunkt  $1414^\circ\text{C}$ ) unter Schutzgas oder Vakuum durch Kapillarwirkung in den porösen Vorkörper infiltriert und setzt den Kohlenstoff zu Siliziumcarbid um. Die Forschungsarbeiten am Institut haben gezeigt, dass die Herstellung von SiC/SiC über das LSI-Verfahren große Anstrengungen seitens Matrixoptimierung, Schutz der Fasern (Abbildung 67) vor dem aggressiven Herstellungsprozess (z. B. durch angepasste Legierungen) sowie dem Einstellen einer schwachen Interphase zur Steigerung der Festigkeit und Schadenstoleranz bedarf. Hierbei zeigte sich die Verwendung einer Dreifachfaserbeschichtung bestehend aus Bornitrid, Siliziumcarbid und Kohlenstoff in Kombination mit einem schaumbildenden Phenolharz und angepassten siliziumbasierten Legierungen als die aussichtsreichste Variante (Abbildung 68). Mit dieser Kombination konnte erstmals Schadenstoleranz durch Faserpullout nachgewiesen werden und damit die resultierende Biegefestigkeit von 100 MPa auf  $> 200\text{ MPa}$  gesteigert werden.

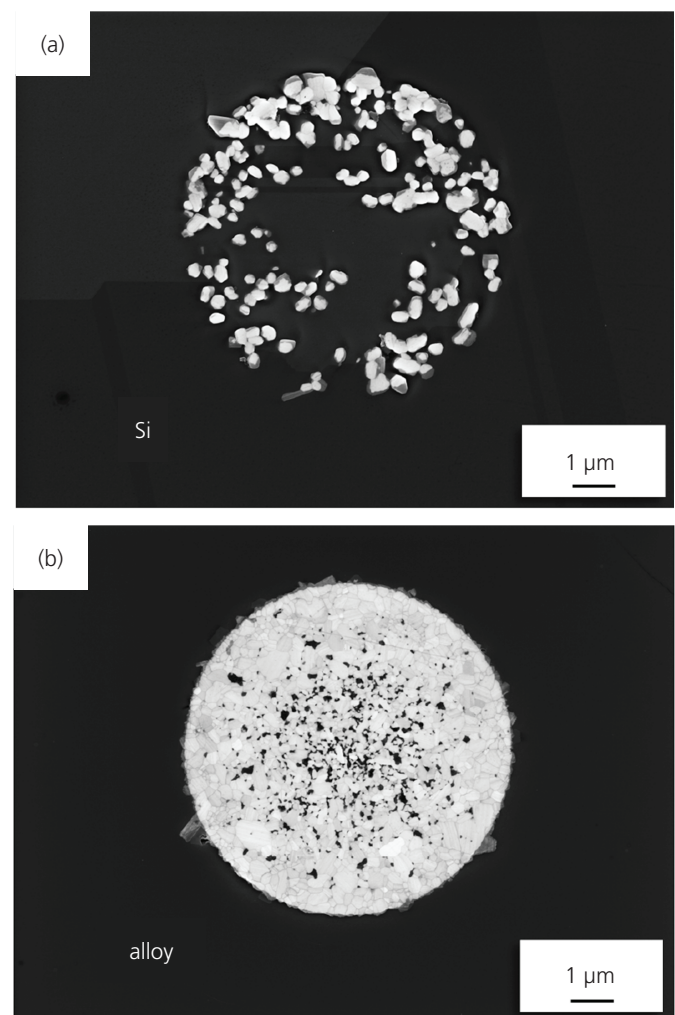


Abbildung 67: Schliffbilder von Fasern nach Silizierung: a) starke Schädigung der Faser durch reines Silizium; b) keine Schädigung der Faser bei Verwendung einer angepassten Si-Legierung



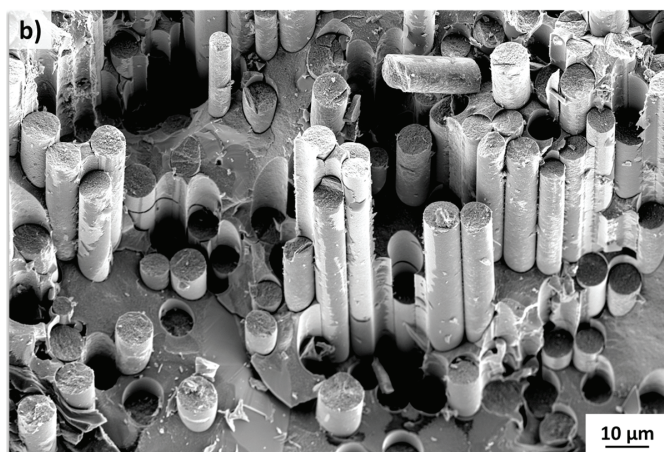
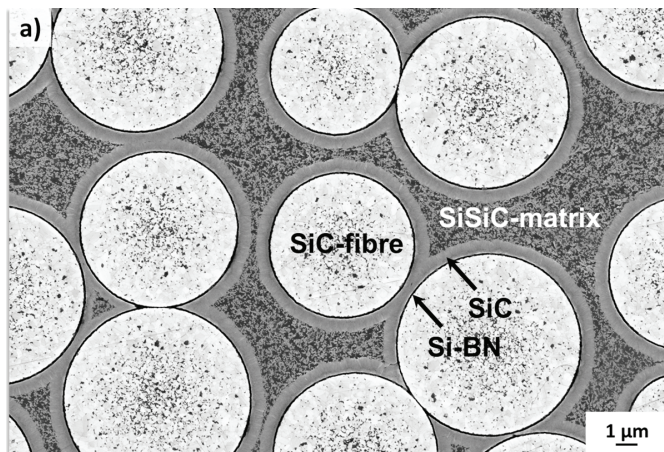


Abbildung 68: SiC/SiC-Gefüge (LSI): a) Schliffbild von beschichteten Tyranno SA3-Fasern eingebettet in einer nano-strukturierten SiSiC-Matrix; b) Bruchfläche zeigt Schadenstoleranz des Werkstoffs durch Faserpullout

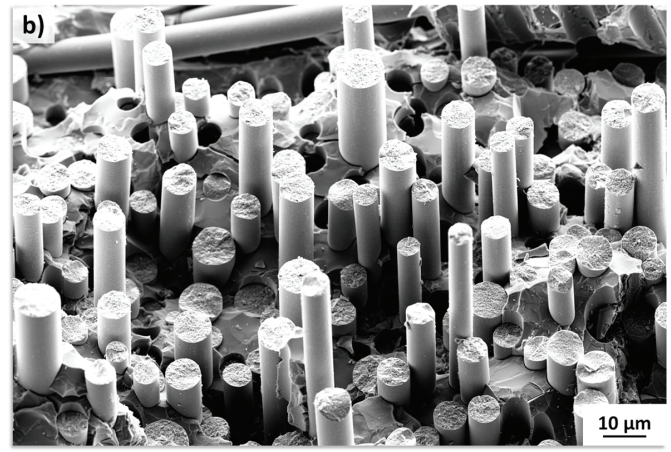
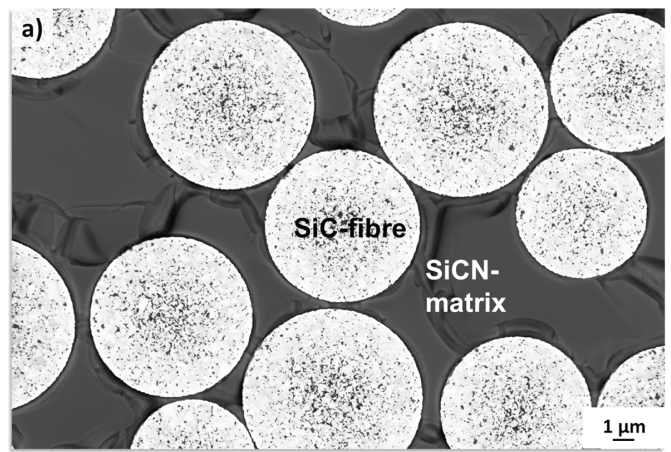


Abbildung 69: SiC/SiCN-Gefüge: a) Schliffbild von Tyranno SA3-Fasern eingebettet in einer amorphen SiCN-Matrix; b) Bruchfläche zeigt Schadenstoleranz des Werkstoffs durch Faserpullout

Einen anderen Ansatz stellt das PIP-Verfahren dar. Ein Faservorkörper wird mit einem präkeramischen Precursor infiltriert und ausgehärtet. Der ausgehärtete Vorkörper wird entnommen und der Precursor durch einen Pyrolyseschritt in Inertatmosphäre zunächst zu einer amorphen Keramik umgesetzt. Bei hohen Temperaturen bildet sich abhängig vom gewählten Precursor ein feinkristallines Nanokomposit aus. Um dem bei der Pyrolyse entstehenden Massenverlust und Volumenschrumpf entgegenzuwirken, sind Nachverdichtungszyklen notwendig, bestehend aus Reinfiltration und erneuter Pyrolyse. Die Anzahl an Zyklen ist abhängig von der keramischen Ausbeute des Precursors, dem Faservolumengehalt und der Zielporosität. Ein typischer Faserverbundwerkstoff erfordert bei 50 % Faservolumengehalt 6-7 Zyklen, um eine Restporosität von < 10 Vol % zu erreichen. Über das Verfahren wurde die Herstellung von SiC/SiCN-Composites basierend auf der Tyranno SA3-Faser und einem Polyvinylsilazan realisiert. Hierzu wurde zunächst eine eingehende Charakterisierung der Rohstoffe notwendig (Rheologie, DSC, TG, XRD, TEM), um den Herstellungsprozess anzupassen. Am resultierenden Werkstoff konnten mittels REM und CT die Homogenität der Matrix und Porenverteilung nachgewiesen werden. Mittels Biegeversuch wurden Festigkeiten > 300 MPa erreicht. Abbildung 69 zeigt das zugehörige Gefüge (Abbildung 69 a) sowie eine typische Bruchfläche mit Faserpullout (Abbildung 69 b).

Im Vergleich der beiden Verfahren zeichnen sich die nach aktuellem Entwicklungsstand über LSI hergestellten Composites zwar durch eine erheblich schnellere Prozessführung sowie durch eine hochdichte Matrix im Vergleich zu PIP aus, die aktuell niedrigeren Festigkeiten bieten aber noch Verbesserungspotenzial.

#### c) Beschichtungssysteme für SiC/SiC-Faserkeramiken

Für die Erreichung einer hohen Lebensdauer im Antriebsbereich benötigen nichttoxische CMC-Komponenten eine gegen Sauerstoff und Wasserdampf dichte und thermisch stabile Schutzschicht, um den korrosiven Einwirkungen der Verbrennungsgase am Bauteil entgegenwirken zu können. Um allen Anforderungen Rechnung zu tragen, bestehen die derzeit für SiC/SiC-Werkstoffe im Gasturbinenbereich favorisierten, 2-3-lagigen Mehrschichtsysteme aus einer äußeren Sperrschicht (sog. EBC = Environmental Barrier Coating), die aus Yttriumsilikaten ( $Y_2SiO_5/Y_2Si_2O_7$ ) oder anderen Seltenerden-Silikaten (z. B.  $Yb_2SiO_5$ ) zusammengesetzt sind. Darunter befindet sich eine ca. 50-70 µm dicke Haftschrift aus SiC oder Si, das sogenannte Bondcoat. Diese Haftschrift dient zugleich als Barriere gegen nach außen diffundierenden Restkohlenstoff aus der CMC-Matrix (Abbildung 70 unten). Die REM-Aufnahme in Abbildung 70 oben zeigt ein solches in Kooperation mit dem Institut für Technische Thermodynamik (DLR-TT) auf der Basis von Atmosphärischem-Plasmaspritzen (APS) und Vakuum-Plasmaspritzen (VPS) entwickeltes Schichtsystem. Die derzeit laufenden Aktivitäten zielen auf die Beschichtung großer, komplex geformter CMC-Bauteile unter Berücksichtigung von kritischen Geometrie-Effekten wie z. B. bauteilbedingte Abschattungen



und Schichtdickenschwankungen durch schräge Spritzwinkel. Die Erfahrungen mit der Plasmaspritzbeschichtung großer CMC-Bauteile stellen in Deutschland ein Alleinstellungsmerkmal des Instituts BT in Kooperation mit dem Institut TT dar.

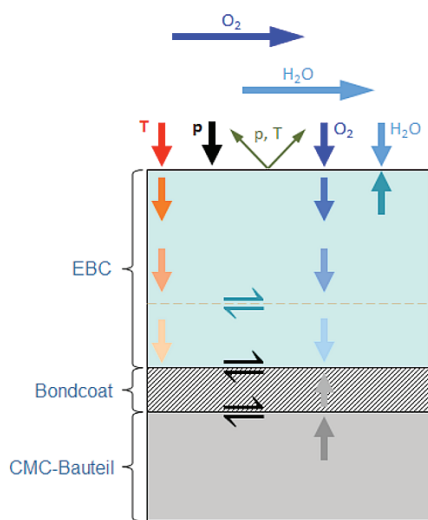
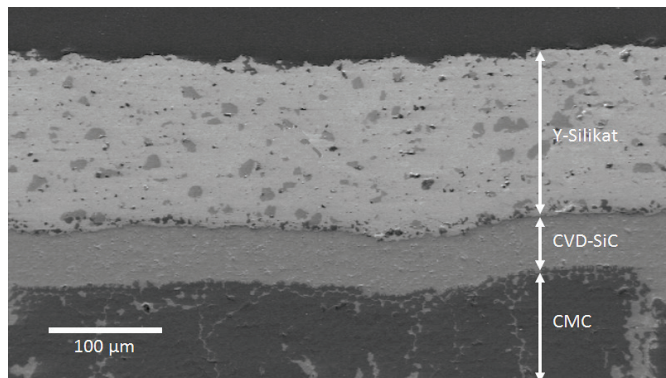


Abbildung 70: Schutzschichtsystem auf Basis einer plasmaspritzten Yttrium-Silikatschicht (EBC) und einer Haftsicht aus CVD-SiC (Bondcoat), das auf einen CMC-Werkstoff aufgebracht worden ist. Das Schemabild (unten) zeigt den prinzipiellen Aufbau einer Multilayer-Beschichtung, die als Korrosionsschutz für nichtoxidische CMC-Bauteile in Gasturbinen eingesetzt werden soll

Die gegenwärtig laufenden Arbeiten zur Entwicklung von EBC-Schutzschichten im Einsatzbereich von Gasturbinen konzentrieren sich auf die Verbesserung der Schichtanbindung am EBC/Bondcoat-Interface durch Variation des Bondcoats bzw. Untersuchung der erforderlichen Rauigkeiten der Grenzschicht. Darüber hinaus werden weitere silikatische EBC-Schichtvarianten mit unterschiedlichen silikatischen Zusammensetzungen kombiniert, beschichtet und unter zyklisch-thermischer Belastung sowie in strömender Heißgasatmosphäre auf ihre Korrosionsbeständigkeit getestet werden. Die weitere Entwicklung der gerade erprobten EBC-Schichtsysteme sieht zudem ein schadenstolerantes Verhalten durch zusätzliche Hilfsstoffe wie zum Beispiel EBC-Pulver in der CMC-Matrix vor. Damit entsteht ein gradierter Werkstoff mit zunehmendem EBC-Volumenanteil nach außen. Im Falle eines geringfügigen lokalen Schichtversagens soll somit eine selbstheilende Matrix die Bulkoxidation eindämmen (Fail-Safe-Konzept).

Da die über das PIP-Verfahren hergestellten SiC/SiCN-Composites nur bedingt bei hohen Temperaturen über 1000 °C langzeitoxidationsbeständig sind, müssen geeignete Faserbeschichtungen und die äußere Beschichtung der Bauteile realisiert werden. So konnte der

Werkstoff durch die Verwendung einer SiC-Doppelbeschichtung, hergestellt über das CVD-Verfahren, ausreichend geschützt werden und zeigte im Oxidationsversuch wenig Versprödung (Abbildung 71). Zukünftig werden an den SiC/SiC-Werkstoffen die EBC-Schichten aufgebracht. Hier gibt es erste vorläufige Ergebnisse, die zeigen, dass die EBC-Schichten gute Haftung aufweisen. Weiterführende Langzeituntersuchungen unter Realbedingungen werden dann das Potenzial für Anwendungen in der Flugzeuggasturbine aufzeigen.

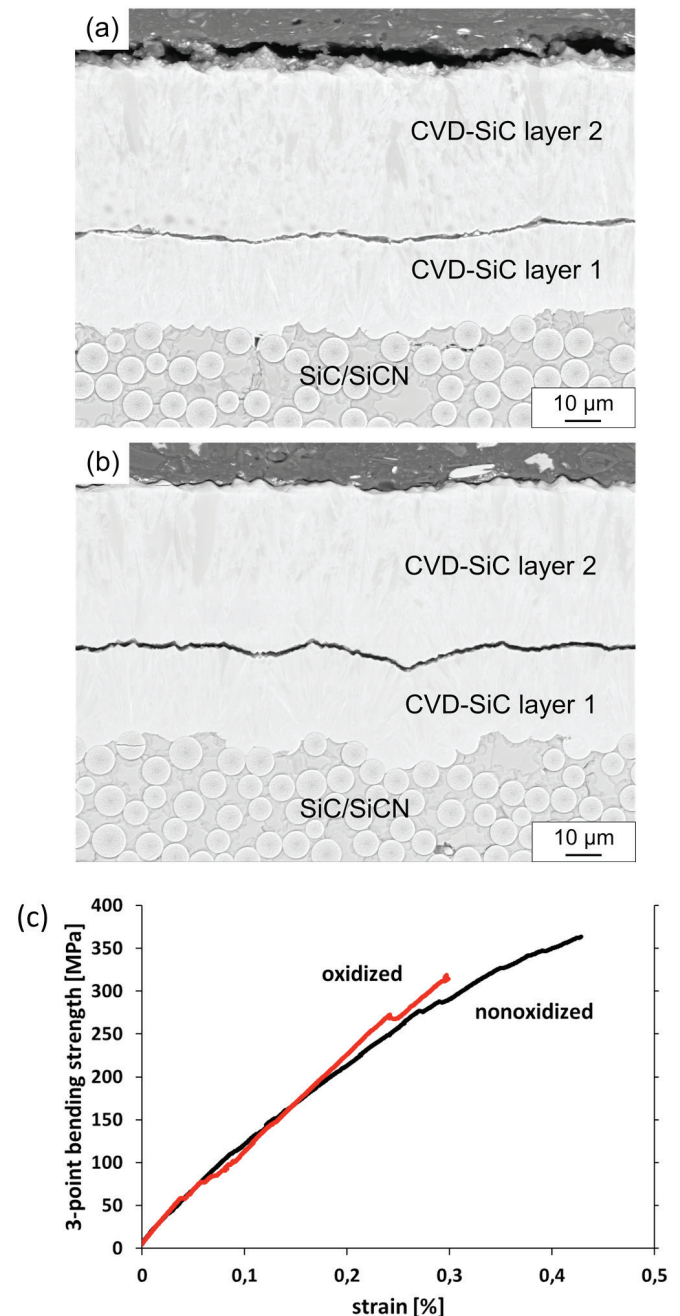


Abbildung 71: SiC/SiCN mit CVD-SiC-Doppelbeschichtung: a) vor Oxidation; b) nach Oxidation bei 1100 °C für 20 Stunden; c) mechanische Kennwerte



## 2.2. Kosteneffiziente Hochleistungsstrukturen für die Raumfahrt

Die Raumfahrtaktivitäten im Institut BT konzentrierten sich zu Beginn des Berichtszeitraums im Jahre 2012 auf folgende Hauptlinien:

- Rückkehrtechnologie: konsequente Fortsetzung des SHEFEX-Programms durch SHEFEX-III/VLM mit einem suborbitalen, gesteuerten Flug in Zusammenarbeit mit den für die Missionsdurchführung bewährten Partnern Moraba (Mission) und dem brasilianischen DCTA (Träger)
- Antriebstechnologie: funktionale Demonstration eines transpirationsgekühlten keramischen Triebwerks mit Injektor und Expansionsdüse auf dem P8-Prüfstand in Lampoldshausen im Rahmen des geplanten DLR-Projekts KERBEROS
- Polymere und keramische Verbundwerkstoffe für die Rückkehr- und Antriebstechnologie

Veränderungen im politisch-technologischen Umfeld durch Entwicklungen z. B. bei SPACE-X, die europäische Trägerentscheidung für Ariane-6, generellen Kostendruck und neue Nutzungsszenarien wie einer Satellitenkonstellation führten nach intensiven DLR-internen Strategiediskussionen zu programmatischen Anpassungen und teilweise kompletter Neuausrichtung bisheriger Entwicklungslinien. Hinsichtlich Kostenreduktion im Raumtransport soll der Aspekt Wiederverwendbarkeit intensiv betrachtet werden. Die Arbeiten konzentrieren sich nun auf Aspekte der Erststufenrückführung am Leitkonzept eines zukünftigen LFBB (Liquid Fly Back Booster), was im neu konzeptionierten Flugexperiment REFEX untersucht werden soll. Die Entwicklung eines transpirationsgekühlten keramischen Triebwerks wurde faktisch gestoppt, weil vom DLR keine unmittelbare Nutzungs- bzw. Anwendungsperspektive seitens der Industrie bzw. in europäischen Programmen gesehen wurde.

In diesem dynamischen Umfeld hat das Institut BT neue Themenschwerpunkte entwickelt, die in verschiedenen Kooperationen, Partnerschaften und Projekten bearbeitet werden:

- Im Rahmen der HGF-Initiative DLR@UniST wurde ein Hochleistungsablatormaterial namens ZURAM entwickelt, das vergleichbare Leistungen wie PICA (Phenolic Impregnated Carbon Ablator) aufweist.
- Basierend auf SHEFEX-Technologien konnten scharfkantige Steuerflächen und neuartige Hybridbauweisen für Finnen entwickelt werden, die in verschiedenen Flugversuchen sehr erfolgreich erprobt werden konnten.
- Transpirationsgeschmierte, faserkeramische Fluidlager werden im TM-Projekt FKFL (Faserkeramisches Fluidlager) zusammen mit Industriepartnern aus der Raumfahrt und dem allgemeinen Maschinenbau zur Technologiereife entwickelt.
- Die keramische Triebwerkstechnologie wurde lizenziert und soll in einer Industriekooperation zu einem 35 kN LOX/LCH<sub>4</sub>-Triebwerk (Kombination aus Industrie-Turbopumpe und CMC-Schubkammer des DLR) führen.
- Für zukünftige Ariane-Feststoffbooster werden neue Fertigungsverfahren und Isolationswerkstoffe in Kooperation mit der Industrie entwickelt und erprobt.
- Injektoren aus permeabler Faserkeramik für Scramjets konnten erfolgreich demonstriert werden.

- 3D SLM-Druckverfahren werden zusammen mit dem Institut WF hinsichtlich des vom Institut BT entwickelten Konusinjektorkonzepts untersucht.
- Erste Arbeiten am 3D-Druck keramischer Vorkörper zeigen Potenzial für Triebwerk- und Satellitenkomponenten.
- Neue und innovative Systemkonzepte, wie beispielsweise entfaltbare Strukturen für Eintrittskörper und Injektionskühlungsverfahren für Schubkammern mit Hyperboloid-Geometrie, werden analysiert.
- Kostengünstige Design- und Fertigungskonzepte für Satellitenstrukturen werden im Projekt IRAS (Integrated Research Platform for Affordable Satellites) untersucht, das vom Land Baden-Württemberg gefördert wird.

Der Zwang zur Kostenreduktion und Flexibilisierung von Raumtransportsystemen sowie das Aufkommen neuer Fertigungstechnologien wie z. B. 3D-Druck und Tape Placement führten zu einer erkennbar größeren Bereitschaft bei der Industrie zur Erprobung und ggf. Einführung neuer Technologien und automatisierbarer Produktionsmethoden. Das Institut BT profitiert dabei von seiner Stärke der geschlossenen Prozesskette von der Werkstoffherstellung bis hin zur Entwicklung und dem Bau von testfähigen Demonstratoren.

### 2.2.1. Numerische Methoden

#### 2.2.1.1. Reales Ausströmverhalten permeabler Materialien

Die Nutzung durchströmbarer poröser Strukturelemente als Funktionselement zur Beeinflussung der Oberflächenströmung und Reduktion der Strukturtemperatur eröffnet vollkommen neue Bauweisenkonzepte für extrem thermal belastete Raumfahrzeugstrukturen und Antriebe. Eine besondere Herausforderung ist die möglichst realistische Simulation der dabei auftretenden komplexen Wirkmechanismen. Ziel der Arbeiten war die experimentelle Bestimmung des Strömungsfeldes innerhalb des porösen Werkstoffs und am Interface zur freien Strömung. Auf dieser Basis können Auslegungstools optimiert und für die aerothermodynamische Gesamtauslegung genutzt werden

Bei der Auslegung transpirationsgekühlter Bauteile wird im Allgemeinen eine homogene Verteilung des Kühlmassenstroms beim Austritt aus der porösen Wand angenommen. Die sich dabei ergebende Geschwindigkeitsverteilung entspricht der Darcy-Geschwindigkeit

$$v_D = (m/pA) \cdot$$

mit dem Kühlmassenstrom  $\dot{m}$ , der Dichte  $\rho$  des Kühlfluids sowie der gesamten durchströmten Fläche  $A$ . Aufgrund der stochastischen Verteilung der Kanäle im porösen Medium stellt das natürlich nur eine Näherung an die Realität dar. Um diese reale Ausströmverteilung poröser Systeme und deren Einfluss auf die Kühleffizienz untersuchen zu können, wurde die in Abbildung 72 gezeigte Advanced Outflow Research Facility for Transpiration Applications (AORTA) aufgebaut. Über eine Gasversorgung können hier Proben und Bauteile mit Stickstoff durchströmt und mittels Pitotsonden die Ausströmverteilung vermessen werden. Auch wenn die Pitotsonden die mikroskopischen Kanäle nicht auflösen können, kann die mesoskopische Ausströmverteilung dabei sehr gut vermessen und mit dem Aufbau des porösen Materials korreliert werden. In Abbildung 73 ist für eine so vermessene, senkrecht durchströmte C/C-Probe die

Ausströmverteilung abgebildet. Die Ausströmung konzentriert sich auf einzelne, regelmäßig verteilte helle Punkte. Diese gemessene Verteilung korreliert sehr gut mit dem Webmuster der Ausgangsmaterialien.

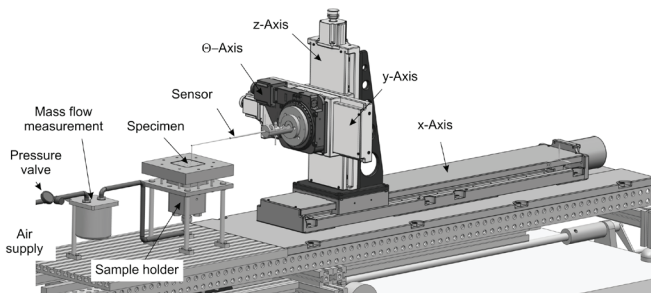


Abbildung 72: Advanced Outflow Research Facility for Transpiration Applications (AORTA)

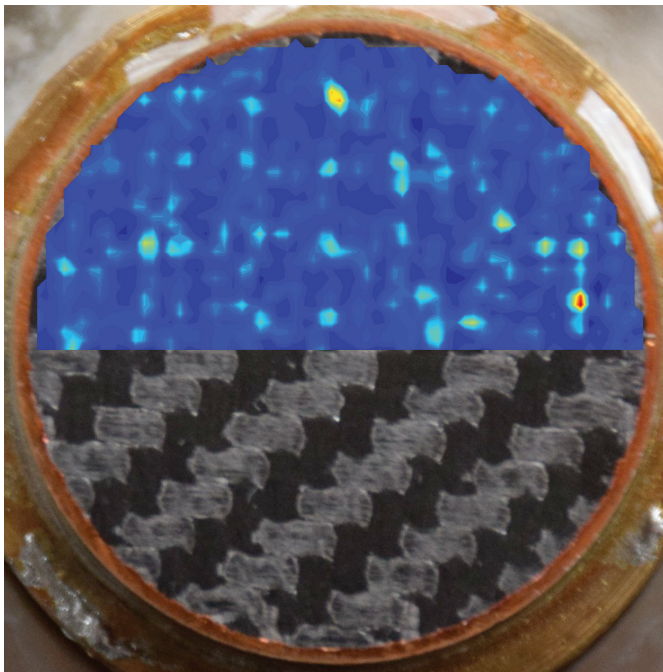


Abbildung 73: Gemessene Ausströmverteilung C/C

Die Auswirkung eines konstruktionsbedingten Einflusses auf die makroskopische Ausströmverteilung ist in Abbildung 74 am Beispiel einer aus drei Platten gefügten, parallel durchströmten C/C-Probe zu sehen. Die Fügestellen sind sowohl optisch (Bild links) als auch in der Ausströmverteilung deutlich zu erkennen. An den Fügestellen ist die Ausströmung nahezu null. In Kooperation mit dem Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrttechnik (ITLR) der Universität Stuttgart konnte der Einfluss dieser Verteilung auf die Kühleffizienz gezeigt werden. Deutlich sind im Nachlauf der Fügestellen die ungekühlten Bereiche zu erkennen. Im Laufe dieser Untersuchungen konnte auch gezeigt werden, dass die um 90° gedrehte Probe eine homogene Kühlwirkung im Nachlauf zeigt (Abbildung 75).

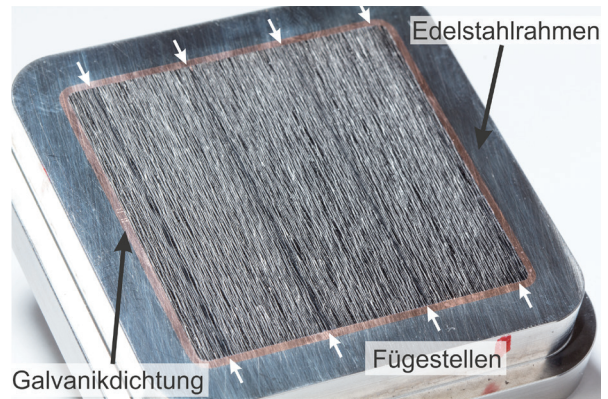


Abbildung 74: Parallel durchströmte Probe mit Fügestellen

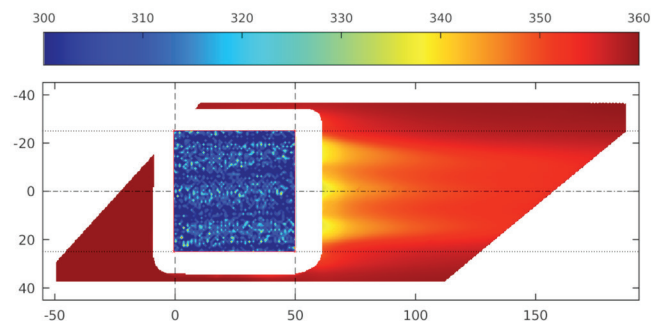


Abbildung 75: Experimentell bestimmte Ausströmverteilung und Kühlverhalten mit Außenströmung (in Kooperation mit ITLR der Universität Stuttgart)

Mit AORTA steht eine Messanlage zur Charakterisierung poröser Werkstoffe zur Verfügung, die hoch aufgelöste Ausströmverteilungen liefert, die unmittelbar mit Simulationsergebnissen verglichen und Einflussparameter zuverlässig bestimmt werden können. Der nächste Schritt ist die Übertragung auf dreidimensionale Strukturelemente sowie die Kopplung mit Strömungslösern in Kooperation mit dem Institut für Strömungstechnik und Gasdynamik.

#### 2.2.1.2. Fertigungssimulation für Werkstoffe und Strukturen

Fernziel dieser Forschungsaktivitäten sind 3D-Realmodelle des Mikrorisssystems des C/C-Vorkörpers als Basis für eine zukünftige Simulation des Si-Infiltrationsverhaltens und Konvertierungsgrades des C/C-Vorkörpers sowie der daraus resultierenden Phasenzusammensetzung und der mechanisch/thermischen Eigenschaften des C/C-SiC-Werkstoffs.

Die Eigenschaften von C/C-SiC-Werkstoffen hängen entscheidend von deren Morphologie ab. Besonders wichtig ist dabei der Aufbau einer geeigneten Mikrorisstruktur und die Erhaltung der Fasern während der Silizierung. Die C-Fasern müssen vor einem direkten Kontakt mit dem flüssigen Silizium geschützt werden, um eine Konvertierung der Fasern zu SiC zu verhindern. Im LSI-Verfahren wird dies dadurch gewährleistet, dass die Fasern in dichte C/C-Segmente eingebettet sind, die sich während der Pyrolyse des CFK-Vorkörpers aufgrund des Volumenschrumpfes der Matrix und der Schrumpfbekämpfung durch die Fasern ergeben. Voraussetzung für die Bildung dichter C/C-Bündel ist jedoch eine hohe Faser-Matrix-Bindung (FMB), die eine Ablösung der Fasern von der Matrix, sowohl im CFK-Zustand als auch während der Umwandlung der Polymer- zur C-Matrix in der Pyrolyse, verhindert.

Derzeit stehen geeignete Harzprecursoren für Standard-C-Fasern zur Verfügung, die mittels aufwendiger Versuchsreihen empirisch ausgewählt wurden. Produktionsumstellungen bei den Zulieferern zwingen jedoch zur Suche nach alternativen Precursoren. Weiterhin werden geeignete Precursoren für Hochleistungs-C-Fasern, wie z. B. hochfeste (Toray T1000) oder ultrahochmodulige C-Fasern, gesucht.

Im Rahmen des DFG-Projekts KERAFAM arbeitete das Institut BT im Berichtszeitraum mit universitären Partnern an Lösungen, um eine effizientere und schnellere Auswahl von Precursoren mit hoher FMB zu ermöglichen. Dazu wurden die Einflüsse der Matrix sowie der Faser und der Faserausüstung auf die Faser-Matrix-Wechselwirkungen und die FMB untersucht. Erste Untersuchungen über Push-in-Versuche werden in Kooperation mit der Universität Augsburg durchgeführt.

Darauf aufbauend wurde begonnen, neue simulatorische Ansätze zu entwickeln, die einem grundlegenden Verständnis der Faser-Matrix-Wechselwirkung und der für eine hohe FMB erforderlichen werkstoff- und verfahrenstechnischen Randbedingungen dienen. Erstmals konnte mithilfe der Micromechanics of Damage (MMD)-Analyse und der Definition von repräsentativen Volumeneinheiten (RVE) die Spannungsverteilung bzw. -konzentrierung in Verbundwerkstoffen zweidimensional simuliert werden (Abbildung 76). Eine quantitative Beschreibung der Rissbildung ist jedoch noch nicht möglich, da Faser-Matrix-Ablösungen und lokale Delaminationen noch nicht ausreichend modelliert werden können. Für die Analyse der Spannungen und Verformungen im Faser-Matrix-Verbund wurde in einem ersten Schritt ein mikromechanisches Schrumpfungs- und Spannungsmodell (MMS) auf der Basis unterschiedlicher, repräsentativer Volumenmodelle entwickelt. Die Belastungen ergaben sich dabei aus dem Volumenschrumpf der Matrix während der Pyrolyse, der durch eine äquivalente, thermische Dehnung mit einem entsprechend angepassten, temperaturabhängigen Wärmeausdehnungskoeffizienten simuliert wird. Im zweiten Schritt wurde das ACK (Aveston-Cooper-Kelly)-Modell zur Beschreibung des mechanischen Verhaltens von CMC-Werkstoffen, in Abhängigkeit von der FMB, auf das MMS übertragen.

Aufbauend auf den vielversprechenden Ergebnissen werden nun in der Folge für die Berechnung der Faser-Matrix-Ablösung, des Rissfortschritts und des Aufbaus des Mikrorissystems im Verbundwerkstoff die Faser-Matrix-Grenzfläche, ein Kohäsivzonenmodell und ein Versagensmodelle auf der Basis von Energiekriterien entwickelt. Die Validierung der Simulationsergebnisse erfolgt durch eine skalenübergreifende Beschreibung der Mikrorissstrukturen im CFK- und C/C-Vorkörper mittels quantitativer, hochauflösender Computertomographie. Mit diesen Arbeiten leistet BT einen wesentlichen Beitrag zur numerischen Beschreibung des mechanischen Verhaltens von Faserkeramiken als Teil der Auslegungskompetenz von Faserkeramikkomponenten.

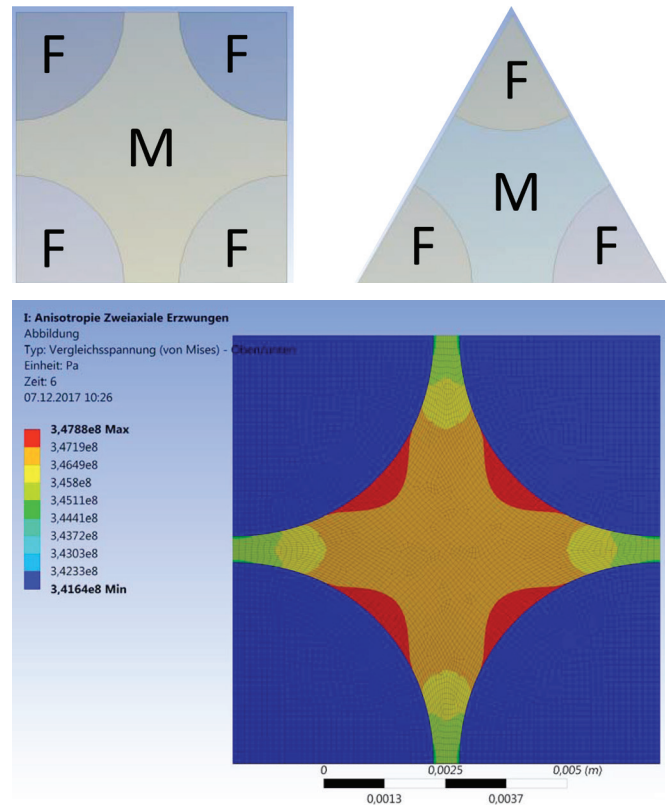


Abbildung 76: Repräsentative Volumenelemente zur Simulation der FMB mit 4 (links) und 3 Fasern (F) (mitte) eingebettet in die Matrix (M) und Spannungsverteilung bei  $T = 795 \text{ K}$  und Kontakt zwischen Faser und Matrix (rechts)

## 2.2.2. Werkstoff- und Fertigungstechnologie

### 2.2.2.1. Keramische Strukturwerkstoffe

#### Ultra-High Temperature CMC

Beim atmosphärischen Eintritt eines Raumfahrzeuges tritt wegen der starken Verzögerung und Verdichtung des Gases an dessen Oberfläche eine große thermische Belastung auf. Die Form des Fahrzeugs hat dabei einen großen Einfluss auf die entstehende Temperatur. Typische Eintrittsfahrzeuge haben eine stumpfe Form und vermeiden scharfe Kanten oder Spitzen mit kleinen Krümmungsradien, weil die thermische Belastung mit abnehmendem Krümmungsradius der Kontur ansteigt und dann die zulässigen Werkstofftemperaturen überschritten werden. Um die aerodynamische Leistung vor allem im Hyperschall zu verbessern, wurden jedoch in jüngerer Zeit Fahrzeugkonzepte untersucht, die eine extrem scharfkantige, schlanke Kontur besitzen, wodurch ein wesentlich besseres Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand erreicht werden kann. Hierdurch entstehen jedoch große Herausforderungen für die verwendeten Werkstoffe, insbesondere bei der Temperaturbelastbarkeit und Schadenstoleranz.

Die bisher höchsten Einsatztemperaturen in oxidischer Atmosphäre weist eine Gruppe von refraktären Keramiken, die Ultra-High Temperature Ceramics (UHTC), auf. Ein Nachteil dieser Materialklasse ist die sehr geringe Schadenstoleranz, welche aus der geringen Bruchzähigkeit resultiert. Wie bei anderen faserverstärkten Keramiken (Ceramic Matrix Composites, CMC) kann durch die Verwendung von Verstärkungsfasern ein pseudoplastisches Verhalten eingestellt werden, das diesen Nachteil kompensiert. Deshalb entwickelt das Institut BT neue Verfahren zur Herstellung von faserverstärkten ultrahochtemperaturstabilen Keramiken (UHTCMC) mittels Schmelzinfiltration.



Mithilfe der Kontaktwinkelmessung wurden einige Substrat-Materialien und Schmelzen auf ihre Eigenschaften zur Infiltration von porösen Strukturen und Schutz der Verstärkungsfasern während der Schmelzinfiltration untersucht. Die erfolgreichste Variante ist eine Matrix aus Zirkoniumdiborid ( $ZrB_2$ ) und Zirkoniumcarbid ( $ZrC$ ) verstärkt mit Kohlenstofffasern, welche mit Titaniumdiborid ( $TiB_2$ ) beschichtet sind (Abbildung 77). Die  $TiB_2$ -Schicht schützt die Fasern, während das flüssige Zirkonium mit Bor (B) innerhalb des porösen Vorkörpers reagiert und  $ZrB_2$  den Hauptanteil der Matrix bildet. Tabelle 4 zeigt die einzelnen Volumenanteile der verschiedenen Phasen innerhalb des Verbundwerkstoffs. Der UHTC-Anteil beträgt hierbei 47 vol. %, bei einem Faser-Volumen-Anteil von 38 %.

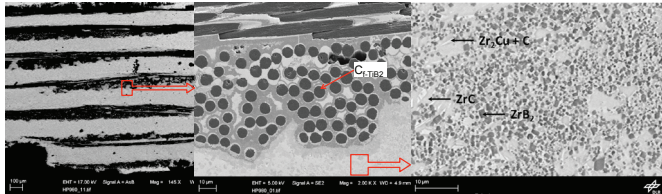


Abbildung 77: Mikrostruktur eines kohlenstofffaserverstärkten  $ZrB_2$

Phasen	Cf	$TiB_2$	$ZrB_2$	$ZrC$	Rest-Schmelze	$\Sigma$ UHTC	Porosität
Vol %	38	14	19	13	11	47	5

Tabelle 4: Volumenanteile der keramischen Phasen und der metallischen Restschmelze in einem UHTCMC-Werkstoff, hergestellt über reaktive Schmelzinfiltration

Weitere Modifikationen des Gefüges konnten durch die Verwendung von verschiedenen Legierungen erzielt werden, wie beispielsweise der Vergleich einer  $Zr_2Cu$ -Legierung mit reinem Zirkonium, zeigt (Abbildung 78). Dargestellt ist der Größenunterschied der  $ZrB_2$ -Körner (dunkelgrau) innerhalb des Gefüges, welche bei der Infiltration mit reinem Zirkonium und 1900 °C Infiltrations-Temperatur um ein Vielfaches größer sind als im Vergleich mit  $Zr_2Cu$  und 1500 °C Infiltrations-Temperatur. Welchen Einfluss diese Veränderung auf mechanische Eigenschaften und Oxidationsverhalten des UHTCMC hat, ist Gegenstand aktueller Untersuchungen.

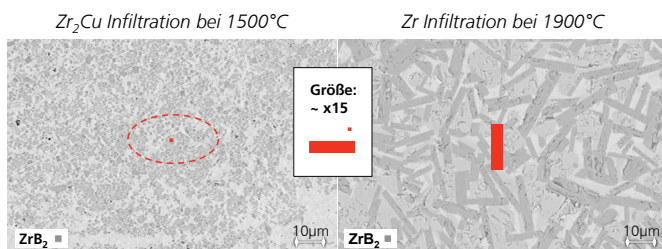


Abbildung 78: Variation der Matrix

Mit diesen Arbeiten der letzten vier Jahre hat sich das Institut BT internationale Sichtbarkeit erarbeitet. Weltweit gibt es momentan neben dem Institut BT zwei weitere Forschungseinrichtungen (ISTEC in Spanien, University of Bristol in England), welche in der Lage sind UHTCMC mit einem UHTC-Anteil von annähernd 50 vol. % herzustellen. Potenzielle Anwendungen für diese Materialklasse sind Fusionsreaktoren, Scramjets für Hyperschallflugkörper und manövrierfähige und wiederverwendbare Raumflugkörper.

Im europäischen Projekt C3HARME verfolgt BT das Ziel, bei dieser neuen Materialklasse ein TRL von 5 zu erreichen und somit den Einsatz in Flugexperimenten zu ermöglichen. Weltweit ist BT das einzige Institut, das einen reaktiven Schmelzprozess zur Fertigung von kohlenstofffaserverstärktem  $ZrB_2$  durchführt. Zudem ermöglichen die Kenntnisse und Methoden, welche bei der Entwicklung des neuen Reactive Melt Infiltration-Prozesses verwendet wurden, vorhandenen CMC-Prozesse zu verbessern und schneller neue Matrixvarianten zu entwickeln.

### Hochwärmeleitende CMC

Neben der Entwicklung von UHTC arbeitet das Institut BT an einer weiteren Lösung zur Beherrschung der hohen Temperaturen, die auf der deutlichen Erhöhung der Wärmeleitfähigkeit des Materials beruht. Ziel ist es, die sehr konzentrierte thermische Last auf eine größere Fläche zu verteilen und so die Temperaturspitze z. B. an einer Flügelvorderkante abzusenken. Um das zu realisieren, werden C/C-SiC-Werkstoffe hergestellt und charakterisiert, die auf der Verwendung von Kohlenstofffasern mit sehr hoher Wärmeleitfähigkeit basieren (Abbildung 79). Solche sogenannten Pitch-Based Carbon Fibers besitzen Wärmeleitfähigkeiten bis zu 1000 W/mK. Standardmäßig verwendete Kohlenstofffasern auf der Basis von PAN-Fasern liegen nur bei ca. 15-20 W/mK. Die Herausforderung liegt darin, die Wärmeleitfähigkeit der Fasern in den Verbundwerkstoff zu übertragen. Das Institut BT hat im Berichtszeitraum durch die Verwendung von hochwärmeleitenden Pitch-Fasern Werkstoffe entwickelt, die Wärmeleitfähigkeiten im Bereich von 150-200 W/mK besitzen. Damit besitzen diese Werkstoffe eine bis zu 10 mal höhere Wärmeleitfähigkeit als Standard-C/C-SiC-Materialien. Somit können an scharfen Vorderkanten unter Anströmung signifikante Temperaturabsenkungen erreicht werden. Die Reduzierung der Temperatur hängt dabei vom Design und der Anströmgeschwindigkeit ab.

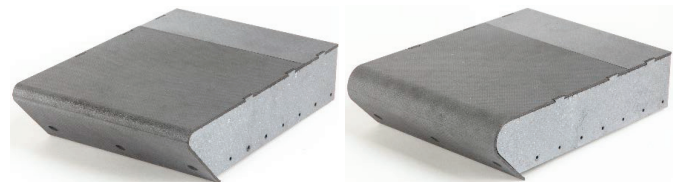


Abbildung 79: Plasmawindkanal-Modelle, hergestellt aus hochwärmeleitfähigem CMC-Material

Aufbauend auf diesen ersten vielversprechenden Ergebnissen wird das Institut BT die Arbeiten in Richtung von neuen Werkstoffvarianten mit weiter gesteigerter Wärmeleitfähigkeit entwickeln.

### 2.2.2.2. Werkstoffe für den Thermalschutz

#### Ablatormaterialien

Beim atmosphärischen Eintritt von rückkehrfähigen, nichtballistischen Raumtransportsystemen (RTS) werden Hochtemperaturwerkstoffe wie faserverstärkte Keramiken (CMC) in Bereichen eines strahlungsgekühlten Thermalschutzsystems (TPS) eingesetzt. Bei höheren Wärmestromdichten, wie sie z. B. bei Missionen zur Rückbringung von lunaren oder interplanetaren Proben („SampleReturn“) auftreten, ist eine Wiederverwendbarkeit dieser CMC-Strukturen nicht mehr gegeben. Hier kommen ablativ TPS zum Einsatz, die über Phasenumwandlung, Grenzschichtaufdickung, Reduktion der Strahlungsabsorption durch Emission von Feststoffpartikeln sowie



Energieumsetzung durch pyrolytische Umsetzungsprozesse eine effektive thermische Isolierung des RTS bewirken.

Explorationsmissionen wie z. B. Mars-Sample-Return sind extrem massenkritisch und verlangen extrem leichtgewichtige Werkstoffe, deren exakte Charakterisierung sowie zuverlässige, validierte Tools für die numerische Modellierung. Bei den genannten Punkten – leichter Ablator-Werkstoff und exakte Modellierung – bestehen Defizite mit dem Resultat einer zu konservativen Auslegung und einer Überdimensionierung der Systeme. Deswegen wurden im Rahmen der Stuttgarter Forschungsinitiative DLR@UniST neue Konzepte für Hochleistungs-Ablatoren mit sehr geringer Dichte untersucht. Das amerikanische Stardust-Experiment wurde hierbei als Referenzmission für die Ablatorentwicklung gewählt. Es wurden Ablatormaterialien unter Variation des Matrixharzes und der Verstärkungsfasern hergestellt, die bei Wärmelasten von  $2 \text{ MW/m}^2$ ,  $6 \text{ MW/m}^2$  und  $12 \text{ MW/m}^2$  im Plasmawindkanal (PWK) der Universität Stuttgart getestet wurden.

Auf Basis der Ergebnisse der Screening-Tests entwickelte das Institut das ablative, auf Phenol und Kohlefaser basierende TPS-Material ZURAM®, das zwischenzeitlich in weiteren PWK-Testkampagnen (Abbildung 80) auf seine ablativen Eigenschaften hin untersucht wurde. Hierbei konnte eine Performance im Bereich aktueller internationaler Referenzmaterialien wie PICA (NASA) oder ASTERM (Airbus Safran Launchers) nachgewiesen werden. Das Material zeigte während Tests mit einer thermischen Last von  $13,5 \text{ MW/m}^2$  eine vergleichsweise moderate Rezessionsrate von lediglich  $0,308 \text{ mm/s}$ . Unabhängig von den thermischen Lasten konnte während der PWK-Untersuchungen ein sehr homogenes flächiges Rezessionsverhalten beobachtet werden. Neben der Charakterisierung im PWK wurden wesentliche mechanische und thermische Kennwerte des ZURAM® als Grundlage für die konstruktive Auslegung eines TPS ermittelt.



Abbildung 80: ZURAM®-Ablatorprobe nach Test bei  $12 \text{ MW/m}^2$  für 15 Sek.

Parallel zur Entwicklung ablativer TPS-Materialien für hochenthalpe Eintrittsmanöver wurden korkbasierte TPS-Materialien entwickelt, deren Kork- und Phenolanteile auf niedere bis mittlere Wärmelasten hin optimiert sind. Diese Materialien finden ihre Anwendung vor allem beim Aufstieg von Trägersystemen, z. B. beim thermischen Schutz von aerodynamisch wirksamen Steuerflächen oder bei der thermischen Isolation von Booster-Raketen. Zusätzlich zu der bereits erfolgreich umgesetzten Applikation dünner Kork-Phenolharz-Platten via flächiger Verklebung werden aktuell Materialien und Verfahren entwickelt, die eine automatisierte Aufbringung von

TPS-Beschichtungen durch Aufsprühen mit lastspezifisch variabler Schichtdicke erlauben. Ziel ist hierbei, die Materialkosten zu senken und die Prozesszeit gegenüber gängigen Verfahren deutlich zu verkürzen.

### Isolationsmaterialien

Die zentrale Funktion eines Thermalschutzsystems besteht in der thermischen Isolierung des Raumflugkörpers oder Hyperschallfahrzeugs von der sehr heißen Umgebung während des atmosphärischen Eintritts oder Hyperschallflugs. Je nach Gestaltung des TPS kann diese Funktion ein integraler Bestandteil des auch strukturell verwendeten Werkstoffs sein, oder es kann eine funktionelle Trennung in das strukturelle und das thermische Design des TPS vorliegen.

Bei einer funktionalen Trennung der thermischen Isolierung von der lasttragenden Eigenschaft des TPS werden als gängige Isolierungswerkstoffe Matten aus keramischen Fasern verwendet, die z. B. hohe Anteile von  $\text{Al}_2\text{O}_3$  oder  $\text{ZrO}_2$  besitzen. Diese Isolierungen besitzen eine geringe Dichte im Bereich von ca.  $100\text{--}250 \text{ kg/m}^3$  bei einer gleichzeitig sehr niedrigen Wärmeleitfähigkeit, die Werte zwischen ca.  $0,02 \text{ W/mK}$  und  $0,5 \text{ W/mK}$  (abhängig von Druck und Temperatur) annimmt. Im Auslegungsprozess für ein spezifisches TPS werden ausgehend von den Anforderungen der Mission die geeigneten Werkstoffe identifiziert und konfektioniert.

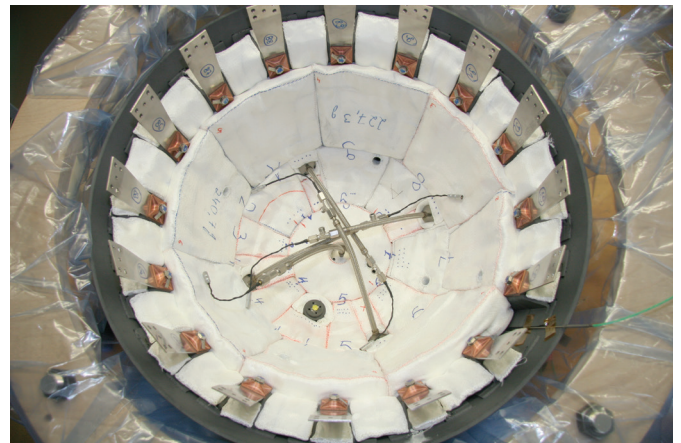


Abbildung 81: Isolierungspakete in der EXPERT-Nase

Im Fall eines ablativen TPS wird die Funktion der thermischen Isolierung vom lasttragenden Material selbst erfüllt. Für ZURAM® liegt die Wärmeleitfähigkeit des Ausgangsmaterials bei ca.  $0,32 \text{ W/mK}$  (druck- und temperaturabhängig). Da die Wärmeleitfähigkeit einer der treibenden Parameter in der Auslegung eines jeden TPS ist, wurden in der jüngeren Zeit verstärkt Anstrengungen unternommen, um hier zu einer Verbesserung zu kommen. Hierbei sind vor allem die Bemühungen zu nennen, mit einer sprühbaren Variante auf Aerogel-Basis die Wärmeleitfähigkeit um eine Größenordnung im Vergleich zu ZURAM® abzusenken. Weiterhin wird daran gearbeitet, Aerogele als Faser-Matten auch für TPS-Systeme mit einer funktionalen Trennung von lasttragender und isolierender Eigenschaft zu nutzen. Diese Arbeiten werden in Kooperation mit dem Institut WF durchgeführt.

## Hybrides Thermalschutzsystem für LEO und Mondmissionen

Für zukünftige Weltraumforschungsmissionen (Missionen zu den Gasplaneten oder Sample Return-Missionen) wird ein Thermalschutzsystem benötigt, das sowohl relativ leicht ist, der extrem heißen und oxidativen Umgebung standhält und auch eine geringe Formänderung aufweist. Keramische Thermalschutzsysteme für den LEO-Wiedereintritt sind verfügbar, aber in den Maximaltemperaturen begrenzt. Für höher energetische Bahnen und ballistische Eintrittskörper werden Ablatoren verwendet.

Das Institut BT entwickelt eine neue Generation von Thermalschutzsystemen, bei denen auf die CMC-Struktur noch eine zusätzliche Ablatorschicht aufgebracht wird. Dieses hybride Thermalschutzsystem wurde innerhalb des HYDRA-Projekts erstmals untersucht. Bei BT wurden thermomechanische Tests an der kritischen Übergangsstelle zwischen Kork und C/SiC durchgeführt. Es wurden Temperaturen von über 900 °C an der Fügstelle erreicht und eine Restfestigkeit über der notwendigen Rest-Scherfestigkeit von 1 MPa nachgewiesen, die der Rest-Festigkeit der pyrolysierten Korkschicht entspricht. Dies ermöglicht hybride Thermalschutzsysteme, die in der Lage sind, die leichte Bauweise eines keramischen TPS mit der Ablatortechnologie zu kombinieren, um thermale Lastspitzen zu kompensieren.

### 2.2.3. Spezifische Analysemethoden

#### 2.2.3.1. Mikroskalige Werkstoffanalyse

Ziel der mikroskaligen Werkstoffanalyse von porösen und permeablen Materialien für die Raumfahrt ist es, ein Verständnis für die Mikrostruktur derartiger Materialien und den Einfluss derselben auf das makroskopische Verhalten des Materials zu entwickeln. Auf diese Weise können die Materialien gezielter eingesetzt und – unter Berücksichtigung der spezifischen Einsatzbedingungen – weiterentwickelt werden.

Dazu werden mittels eines am Institut vorhandenen Computertomographen (Phoenix Nanotom) hochauflösende 3D-Bilddatensätze des jeweiligen Materials erzeugt. In diesen Datensätzen werden die verschiedenen Bereiche und Bestandteile des Materials segmentiert und klassifiziert, um schließlich zu einer virtuellen Repräsentation des Materials und Porenstruktur mit einer Auflösung bis 1 µm zu kommen. Diese virtuelle Repräsentation wird dazu eingesetzt, eine Charakterisierung des Materials hinsichtlich geometrischer Größen wie Porenraum, Porengrößenverteilung, innere Oberfläche usw. mithilfe verschiedener Methoden vorzunehmen. Außerdem dient sie dazu, die Strömung eines Kühlfluids durch das poröse Material mittels Computational Fluid Dynamics (CFD) zu beschreiben. Aufgrund physikalischer und geometrischer Randbedingungen bei der Bilderzeugung lässt sich nur ein Ausschnitt einer Laborprobe des Materials mittels Computertomographie in der benötigten Auflösung für die Mikrostruktur erzeugen. Auch wäre ein Gesamtmodell einer Laborprobe oder eines Bauteils auf Mikrostrukturebene mit der zur Verfügung stehenden Rechenkapazität per CFD-Simulation nicht darstellbar. Es wird sowohl geometrisch als auch in Bezug auf die Transportvorgänge im porösen Material ein repräsentatives Elementarvolumen (REV) ermittelt. Über dieses werden die für das Material als relevant identifizierten Eigenschaften volumetrisch gemittelt. Auch die Interaktion der REV untereinander erfolgt über die Ränder der jeweiligen REV. Für den Abgleich der Methode können die aus der Simulation gewonnenen Daten zum Beispiel zur Durchströmung

oder der Wärmeleitung des Materials mit Messdaten verglichen werden, um entscheiden zu können, ob die Abbildung des Materials hinreichend genau ist.

In einem weiteren Schritt besteht dann die Möglichkeit, die Abbildung des Materials zu modifizieren. Damit lassen sich Aussagen treffen, welche Eigenschaften des Materials auf Änderungen der Porenstruktur besonders sensitiv reagieren und in welcher Art sich das Material für einen angedachten Einsatzzweck optimieren ließe.

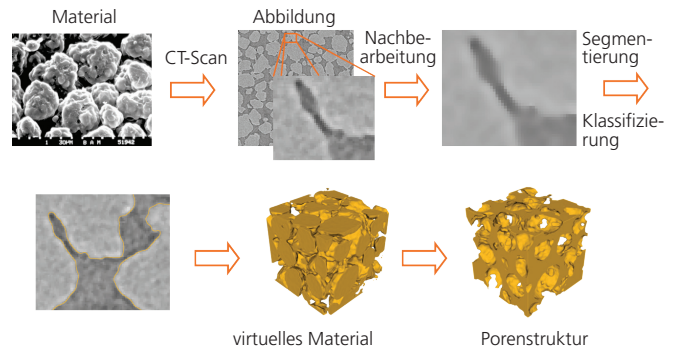


Abbildung 82: Erzeugung der mikroskaligen Abbildung eines Materials

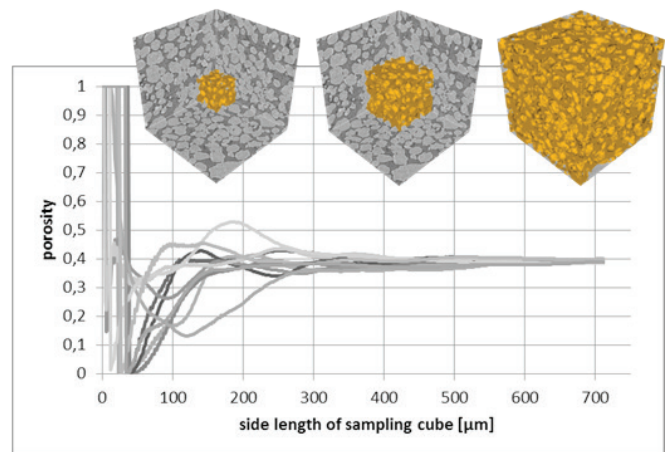


Abbildung 83: Beispiel für statistische Analyse, hier Ermittlung eines REV

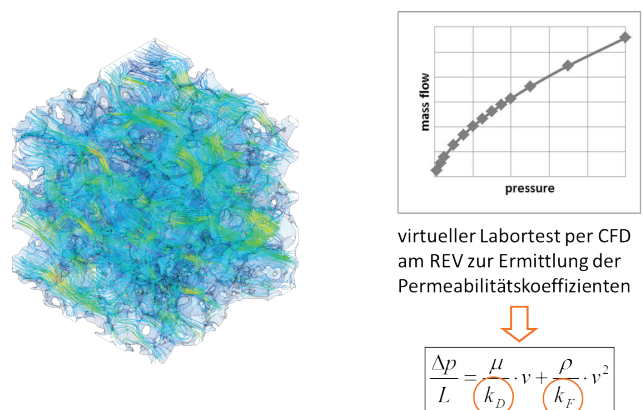


Abbildung 84: Bestimmung der Durchströmungseigenschaften am REV

Die Ergebnisse dieser Untersuchungen finden Eingang in die Auslegung und Simulationsmethoden für aktiv transpirationsgekühlte Strukturelemente bei Raumfahrtantrieben und Thermalschutzsystemen.

### 2.2.3.2. In-situ-Röntgen bis 1000 K

Das Abbrandverhalten von Ablatoren ist eine komplexe Kombination physikalischer Prozesse und chemischer Reaktionen wie Verdunstung, Aufquellen, Pyrolyse innerhalb des Materials und je nach umgebender Atmosphäre auch der Abtrag durch Oxidation an der Materialoberfläche und innerhalb der Poren. Zur Auslegung von Thermalschutzsystemen mit diesen Materialien muss ihr thermisches Antwortverhalten bekannt sein. Es wird durch Wärmeübertragung zu und innerhalb der Komponente bestimmt, durch die Reaktionskinetik der Ablatorbestandteile und das Ausblasen der Pyrolysegase.

Um Berechnungen dieses Wärme- und Stofftransports zu verifizieren, ist es essenziell, alle internen physikalischen und chemischen Prozesse einzusehen. In Arbeiten der Helmholtz-Nachwuchsgruppe „Hochtemperaturmanagement für den Hyperschallflug“ wurde eine Zelle entwickelt, die unter  $230 \text{ kW/m}^2$  Wärmeeintrag zeitgleich Röntgenuntersuchungen bei verschiedenen Atmosphären und Drücken erlaubt.

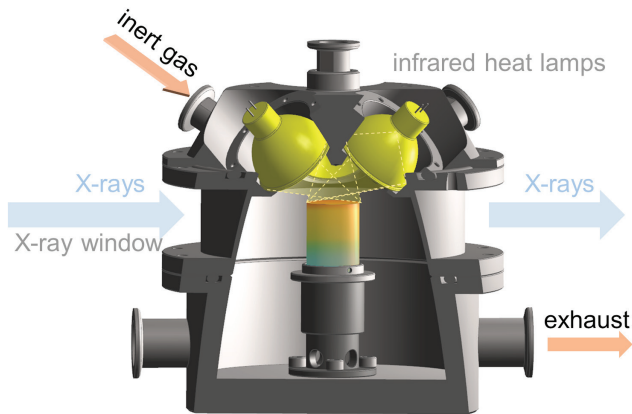


Abbildung 85: In-situ-Röntgenzelle mit Probe und Lampen

Für den Zugang zur Probe ist die Kammer mit einem ringförmigen Röntgenfenster und weiteren optischen Fenstern ausgestattet. Auf der Probe wird mit Strahlung von drei 150 Watt-Infrarot-Halogenleuchten eine eindimensionale homogene Oberflächentemperatur erzeugt. Dadurch entsteht ein starker Temperaturgradient zur Probenrückseite.

Das Harz in der Materialprobe wird in Kohlenstoff umgewandelt und bildet eine Pyrolyseschicht. Durch den Wärmeeintrag dringt die Pyrolyseschicht immer weiter in das Ausgangsmaterial vor und zersetzt das Material.

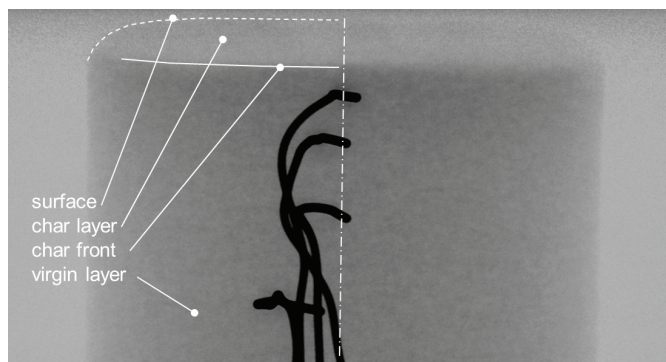


Abbildung 86: Interpretation der Radiographen

Die Herausforderung bei der transienten Prozessbeobachtung ist die Reaktionszeit. Während ein Ablator in der Größenordnung von einigen zehn Sekunden degradiert, dauert die Aufnahme eines dreidimensionalen tomographischen Bildes hoher Qualität circa eine Stunde. Daher ist die verfügbare kommerzielle Röntgen-CT-Technologie für sehr hohe Ortsauflösung nicht geeignet. Zunächst wurden sequenzielle zweidimensionale Radiographen, wie in Abbildung 86 dargestellt, aufgenommen. Die Bilder liefern einen direkten Einblick in die Probe und das Eindringen der Pyrolyseschicht, während zusätzliche Thermoelemente die Thermalantwort dokumentieren. Diese Charakterisierungsmethode liefert wertvolle Basisdaten für Modellbildung und Simulation von Ablatoren.

### 2.2.3.3. Photogrammetrie als berührungsloses In-situ-Messverfahren

Die Photogrammetrie erlaubt durch das berührungslose optische Verfahren zeit- und orts aufgelöste In-situ-Messungen an Proben und Bauteilen verschiedener Art. Das Verfahren wurde entwickelt, um während eines Plasmawindkanalversuchs den Abbrand des Materials, die Rezession, zu messen. Die Ablationsvorgänge an der Oberfläche der Proben und die sich daraus ergebende Veränderung der Oberflächengeometrie können sehr genau beobachtet werden. In Abbildung 87 ist der Oberflächenscan einer PWK-Probe dargestellt. Damit ist eine zeitlich aufgelöste Darstellung der Rezessions-Raten im Bereich von einigen  $\mu\text{m/s}$  möglich und erlaubt die Bestimmung sehr exakter Massen-Verlust-Raten (Abbildung 88). Die lokale Rezessionsrate ist abhängig von der lokalen Wärmestromdichte, die wiederum abhängig ist von der Oberflächengeometrie. Das bedeutet, dass die Rezession zurückwirkt auf die ursächliche Last und sich ein gekoppelter Prozess einstellt, der nach ausreichend langer Zeit auf einen stabilen Zustand mit einer für die Ausgangsprobenform spezifischen Endkontur führt. Es konnte gezeigt werden, dass die Rezessionsraten lokal sehr unterschiedliche Werte annehmen. Die genaue Kenntnis der orts- und zeitaufgelösten Oberflächenveränderung bietet eine hervorragende Datenbasis für eine hinreichend genaue Modellierung der Ablationsvorgänge. Die Methode wird ebenfalls zur flächigen Bestimmung der Verformungen von aerodynamischen Steuerflächen von Raketen und Hyperschallfahrzeugen angewendet. Es besteht eine starke Kopplung zwischen der aerodynamischen Last, der dadurch hervorgerufenen Verformung sowie der dadurch erzeugten Rückwirkung auf die Aerodynamik. Die gewonnenen Daten dienen der Verifikation der numerischen Modelle, um die Auslegung von Composite-Strukturen zu verbessern.



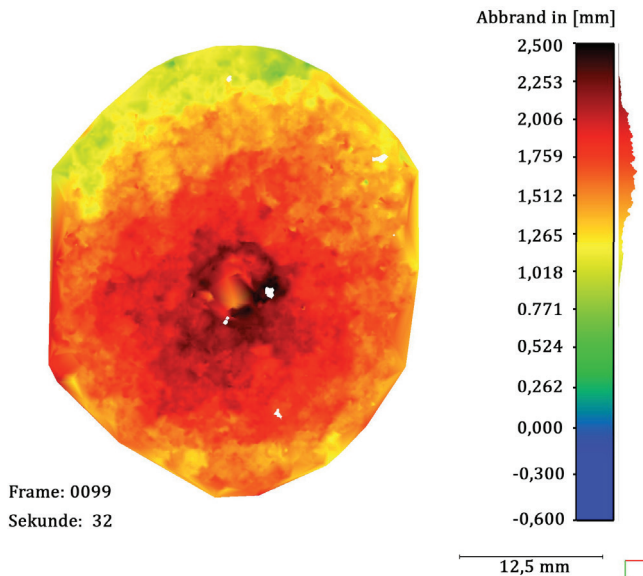


Abbildung 87: Auswertung der Rezession während des Versuchs im PWK

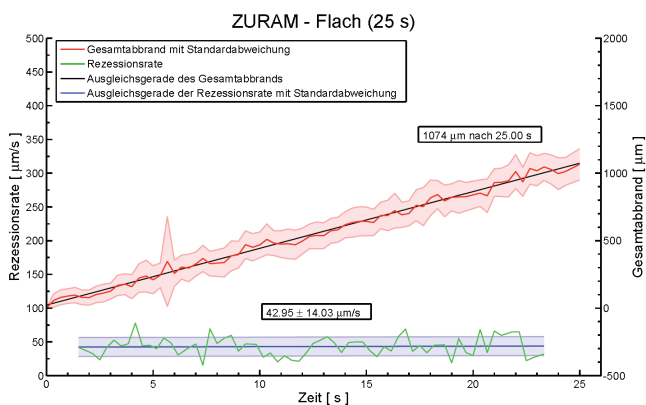


Abbildung 88: Gemittelter Gesamtabbrand und Rezessionsrate über Zeit an einer ZURAM®-Probe

#### 2.2.3.4. Spezifische NDT-Methoden

Die Mikrofokus-Computertomographie ( $\mu$ CT) hat sich in den letzten Jahren bei BT zu einem Standard-Analysewerkzeug etabliert, welches sehr vielseitig ist und in nahezu allen Projekten Anwendung findet. Neben klassischen Fragestellungen (Detektion von Materialfehlern wie z. B. Risse, Delaminationen, usw.) wird die  $\mu$ CT forschungs- und entwicklungsbegleitend zum besseren Verständnis von Materialeigenschaften und Gefügeveränderungen (z. B. unter mechanischer oder thermischer Belastung) eingesetzt. So wurden beispielsweise die komplexen Porennetzwerke der Kohlenstoffpreformen von MiCaSiC®-Keramiken (Metallinfiltrierte Carbon-abgeleitete SiC-Keramiken) mithilfe der  $\mu$ CT analysiert. Durch gezieltes Einstellen der Gefügebestandteile kann dieser neue Werkstoff für diverse Applikationen angepasst werden. Daher ist u. a. ein akkurates Verständnis der Poreneigenschaften vor dem Silizierungsprozess notwendig. Dies geschah durch die Anwendung diverser Auswertetechniken zur quantitativen Beschreibung der Porenräume auf Basis der hochau aufgelösten tomographischen Schnittbilder (Abbildung 89 a). Aus den  $\mu$ CT-Daten wurden auch wichtige strukturelle Parameter (z. B. geometrische Tortuosität, Poreninterkonnektivität usw.) ermittelt. Auf Basis dieser Daten kann ein topologisch äquivalentes Modell extrahiert werden, mit Hilfe dessen realitätsnahe numerische Simulationen wie in Abbildung 89 b und c gezeigt, durchgeführt werden können.

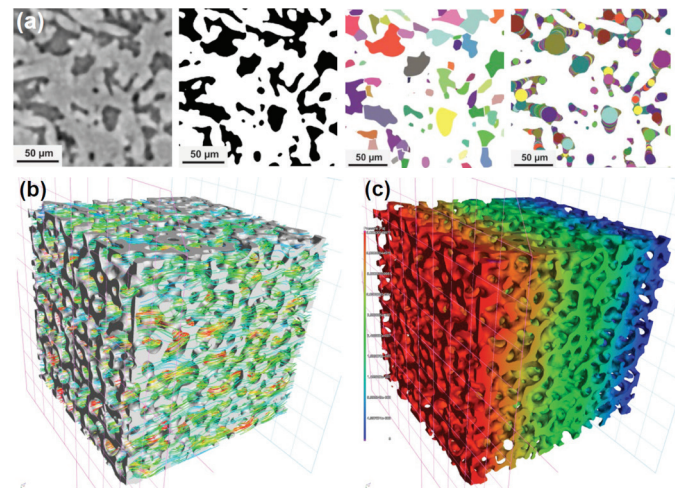


Abbildung 89: Beschreibung von porösen C-Preformen von MiCaSiC®-Keramiken auf Basis von tomographischen Bildern: (a) Quantitative Auswertung der komplexen Porennetzwerke mithilfe der sphärischen Granulometrie sowie Zellenrekonstruktion; (b) Simulation zur Ermittlung der absoluten Permeabilität (Strömungslinien farbig dargestellt); (c) Druckvisualisierung beim Permeabilitätsexperiment

Im Rahmen des Projekts Arena2036 wurde die im Haus entwickelte In-situ-CT-Vorrichtung eingesetzt, um Versagensmechanismen in biaxial geflochtenen CFK-Strukturen zu untersuchen. Dabei können Zug- oder Druckkräfte bis 20 kN auf die Probe übertragen werden. Nach jeder Belastungsstufe wird ein  $\mu$ CT-Scan durchgeführt, um Gefügeveränderungen zu analysieren. Der In-situ-Apparat von BT zeichnet sich durch eine einzigartige Konstruktion aus (Rahmen dreht sich mit der Probe nicht mit), die hohe Voxel-Auflösungen bis 7  $\mu$ m ermöglicht. Dank des modularen Aufbaus kann die Apparatur für verschiedene Werkstoffe eingesetzt werden. Abbildung 90 a zeigt den Versagensablauf in den  $\mu$ CT-Schnittbildern. Gleichzeitig wurde ein hochauflösender  $\mu$ CT-Datensatz verwendet, um die Geometrieigenschaften zu ermitteln und daraus ein idealisiertes Modell zu erzeugen (Abbildung 90 b). Dank der so gewonnenen Erkenntnisse konnten FEM-Simulationen durchgeführt werden, die eine sehr gute Übereinstimmung mit den Experimenten zeigten (Abbildung 90 c).

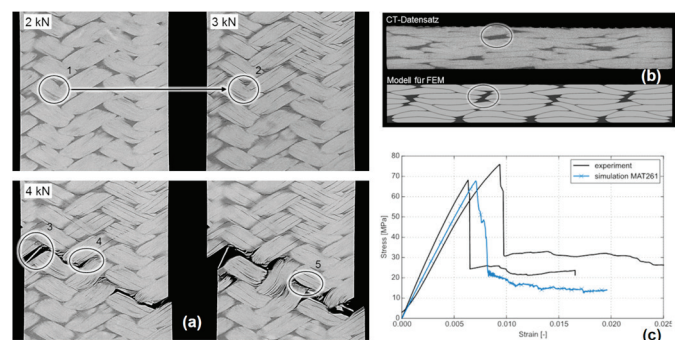


Abbildung 90: In-situ-CT-Analyse einer biaxial geflochtenen kohlefaserverstärkten Kunststoffprobe (CFK): (a) Korrelation der Versagensmechanismen in der CFK-Probe mit den angebrachten Lasten; (b) Modellierung der CFK-Probe auf Basis der CT-Daten; (c) Vergleich zwischen Experiment und CT-basierter Simulation

Die  $\mu$ CT-Analyse wird auch zur Bewertung der Gefügeentwicklung im Verlauf der Prozessschritte bei der Herstellung von CMC eingesetzt. Die Flüssigphasensilizierung (LSI) wird typischerweise für die Herstellung von C/C-SiC sowie SiC/SiC verwendet. Das Verfahren unterteilt sich in drei Schritte: Formgebung, Pyrolyse und Silizierung.



Bisher wurden diese Schritte getrennt und destruktiv begutachtet. Mit Hilfe von  $\mu$ CT wurde nun erstmals der komplette LSI-Prozess an einer SiC/SiC-Probe zerstörungsfrei nachvollzogen (Abbildung 91). So wurde nach jedem der drei Schritte die Probe exakt auf die gleiche Stelle ausgerichtet. Dabei konnte beobachtet werden, wie die ehemals dichte Polymermatrix während der Pyrolyse in eine segmentierte Kohlenstoffmatrix mit großen Porenkanälen überführt wurde. Die abschließende Silizierung hatte diese Kanäle mit Silizium aufgefüllt und die Kohlenstoffmatrix teils konvertiert.

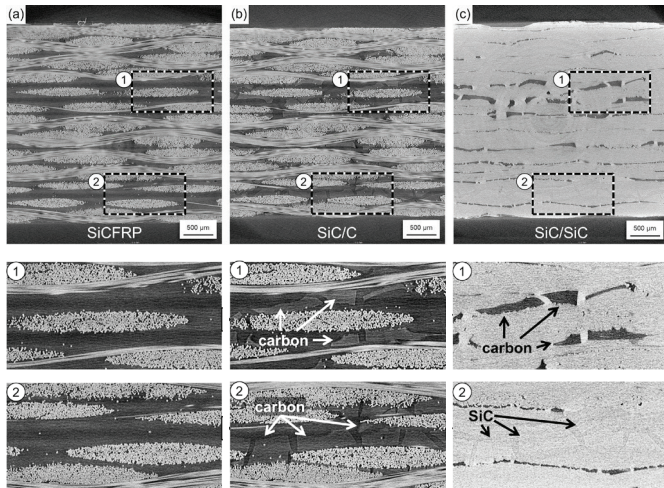


Abbildung 91:  $\mu$ CT-Querschnitt der SiC/SiC-Probe an identischen Positionen während des Herstellungsprozesses. Jeweils zwei Stellen sind vergrößert dargestellt, um die Bildung von Kohlenstoff und Porosität sowie Siliziumcarbid zu visualisieren: a) SiCFRP; b) SiC/C; c) SiC/SiC

## 2.2.4. Strukturen für Raumtransportsysteme und Hyperschallanwendungen

### 2.2.4.1. Strukturtechnologie für Trägersysteme

#### Stufenstruktur in CFK-Technologie

Faserverstärkte Kunststoffe bzw. hybride Struktursysteme besitzen ein hohes Potenzial für die Entwicklung von wirtschaftlichen und leistungsfähigen Stufenstrukturen für zukünftige Trägersysteme. Das Institut BT hat im Berichtszeitraum eine hybride Bauweise in Form eines Standard-17"-Nutzlastcontainers des VSB 30 Sounding Rocket-Trägersystems entwickelt, um im Vergleich zur heutigen Metallbauweise das Masseneinsparungspotenzial und die Wiederverwendbarkeit einer solchen hybriden Struktur unter realistischen thermischen und mechanischen Einsatzbedingungen zu untersuchen. Diese Stufenstruktur wird im Bereich zwischen Motor und Nutzlastmodul nahe dem am stärksten biegebelasteten Bereich des Trägersystems eingefügt werden. Innerhalb des DLR-Projekts ATEK werden vier Stufenstrukturen hergestellt, die als Ingenieurmodell, Qualifikationsmodell, Flugmodell und Ersatzflugmodell Verwendung finden werden.

In der Abbildung 92 ist das Konzept der hybriden Stufenstruktur dargestellt. Erstmals wurde der CFK-Zylinder aus Hochtemperatur-Thermoplast (PEEK)-imprägniertem Kohlefaser-Tape auf der roboter-gestützten Tapelegemaschine des Instituts BT hergestellt, siehe Abbildung 93. Die CFK-Struktur wird dann mit den Aluminium-RADAX-Flanschen verklebt. Die Kraftübertragung wird mittels Hi-Lok-Schraubnietverbindung bewerkstelligt. Zusätzlich wird eine dünne Kork-Ablatorschicht auf die Stufenstruktur aufgebracht.

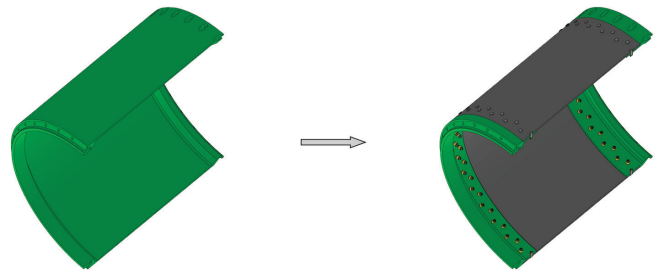


Abbildung 92: Entwicklung der 17"-CF-PEEK-Stufenstruktur

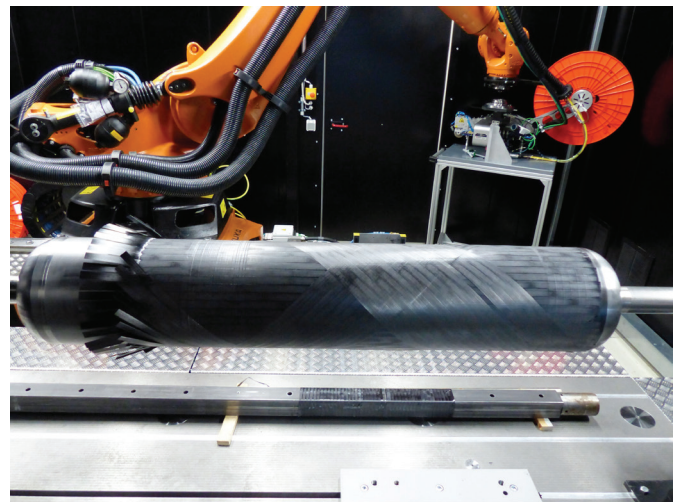


Abbildung 93: CF-PEEK-Zylinderherstellung mit der BT-Tapelegemaschine in der Tapelegestelle (TLZ)

Aufbauend auf der positiven Bewertung dieser Bauweise entwickelt das Institut eine Intertankstruktur für eine wiederverwendbare Unterstufe. Erste Analysen zeigen, dass die kritischen Anforderungen an Gewicht und thermische Dehnungskompatibilität erfüllt werden können. Gegenüber der metallischen Referenzstruktur kann eine Massenreduktion von 20 % bei einer um 100 °C höheren Einsatztemperatur erreicht werden.

#### Boosterstrukturen in CFK-Technologie – Bauweise und Technologien für die automatisierte Fertigung

Das Gehäuse der Ariane 5-Feststoffbooster besteht aus einer Stahllegierung. Es ist aus sieben Einzelsegmenten zusammengesetzt, die mithilfe gedichteter Stahlbolzen gasdicht miteinander verbunden sind. Die segmentierte Stahlbauweise der Booster soll bei künftigen Trägersystemen wie der Ariane 6 durch ein vereinfachtes, integrales Design in Composite-Bauweise ersetzt werden, was zu einem verbesserten Voll- zu Leermassenverhältnis führt und eine Steigerung des Boosterinnendrucks erlaubt. Neben der damit verbundenen Steigerung der Leistungsfähigkeit soll die integrale Bauweise, unter anderem durch die Vermeidung der sicherheitskritischen und zeitintensiven Verbindung von Einzelsegmenten, durch die Integration von Fertigungsschritten und die Einsparung von kostenintensiven Bearbeitungsschritten zu einer signifikanten Reduzierung der Produktionskosten führen.

Das Institut BT hat neben der Erforschung neuer Herstellungsprozesse für die Luftfahrtindustrie maßgeblich an der Weiterentwicklung von Schlüsseltechnologien zur Herstellung von Leichtbauteilen für zukünftige Trägerraketensysteme mitgewirkt. Im Zuge dieser Tätigkeiten entwickelte und fertigte das Institut erstmalig ein

Boostergehäuse im Originaldurchmesser ( $d = 3,5 \text{ m}$ ) und halber Länge ( $l = 6 \text{ m}$ ) in CFK-Bauweise durch Trockenpreforming mit anschließender Vakuuminfusion. Ziel der Entwicklung der automatisierten Fertigungstechnologien war die Reduktion von Kosten und Gewicht sowie die Vorbereitung zur Umsetzung der Technologien in der industriellen Fertigung. Die Tätigkeiten waren angebunden an das Verbundprojekt FORC der ESA, welches vom Projektpartner MT Aerospace AG geleitet wurde. Der gefertigte Demonstrator ist schematisch in Abbildung 94 dargestellt. Dieser besteht aus einem Druckkörper und zwei Schürzen. Nach Vorgaben der ESA wurde abweichend von einem neuartigen integralen Strukturansatz die Einzelfertigung des Druckkörpers und der Schürzen mit anschließender Fügung der Komponenten über eine Shear-Ply priorisiert. Die Reduktion des Demonstratorbauteils auf die halbe Länge gründet auf der Gewichtsgrenze für die Roboterplattform und darauf, dass alle Technologien mit dieser Geometrie bei reduzierten Materialkosten nachgewiesen werden können. Ausgelegt ist das Bauteil für einen Betriebsdruck von etwa 100 bar.

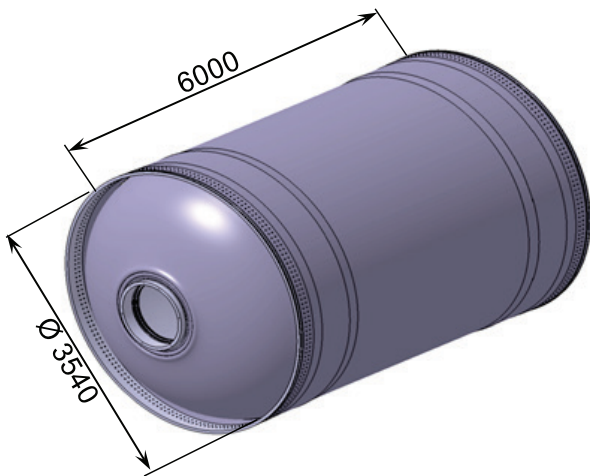


Abbildung 94: Abmessungen des Demonstratorbauteils

Zur Fertigung des maßstabsgetreuen Boostergehäuses wurden am Institut folgende automatisierte Fertigungstechnologien entwickelt:

- Wickelprozess (Dry-Fiber-Winding) zur Fertigung von Großbauteilen
- Tapelegeprozess für trockene, einseitig bebinderte Bänder (Dry-Fiber-Placement)
- Vakuuminfusionsprozess für Großbauteile

Die Bauweise und der Infiltrationsprozess wurden im Wesentlichen von MT Aerospace entwickelt und sind die Grundlage für die Entwicklung der automatisierten Fertigung am Institut BT.

#### a) Fertigung des Druckkörperpreforms

Die vorbereitenden Arbeiten starteten mit dem Umbau der multifunktionalen Roboterzelle am Standort Augsburg. Der zur Fertigung eingesetzte Mittelachsroboter erhielt ein Gestell zur Versteifung und einen Endeffektor bestehend aus Bandwender, Fadenführung, -klemmung und -umlenkung. Ein Spulenschrank, der bis zu zwölf Spulen aufnehmen kann, stellte das für den Prozess benötigte Material bereit. Als Werkzeug diente ein Drehgestell mit Wickelkern und -antrieb.

Während des Prozesses umwinden die trockenen Kohlenstofffasern durch Bewegungen des Roboters auf seiner Linearachse den sich drehenden, rotationssymmetrischen Wickelkern. Die Kohlenstofffasern laufen dabei ungeführt vom Spulenschrank zum Roboter und von dort auf den Wickelkern. Im Zuge von Erprobungsversuchen konnte das benötigte Prozessverständnis zur Fertigung des Druckkörpers, mitsamt der Anlagenbedienung und Programmerstellung der Wickelpfade, erstmalig für ein Bauteil dieser Größe erarbeitet werden.

Für die Fertigung des Druckkörpers bereitete das DLR in Zusammenarbeit mit der MT Aerospace AG die Programme zum Aufbringen der Wicklungen vor. Die netto Fertigungsdauer belief sich auf ca. sechs Wochen, in denen ca. 420 Materialspulen verbraucht wurden.

Eine Herausforderung im Prozess war die Handhabung der Charakteristiken der unterschiedlichen Lagentypen. Um das fertige Bauteil optimal an den auftretenden Betriebsdruck anpassen zu können, ist die Aufbringung von zwei unterschiedlichen Lagentypen notwendig. Sogenannte Kreuzlagen kommen zum Einsatz, um die gesamte Fläche des Wickelkerns zu bedecken und somit die Geometrie des Bauteils vorzugeben. Der Wickelwinkel muss hierbei stets kleiner als  $50^\circ$  sein. Die Aufbringung erfolgt mit einer geringen Fadenspannung. Da diese Lagen die Geometrie vorgeben, ist die exakte Einhaltung der programmierten Wickelpfade von höchster Priorität. Gerade in den Bereichen der Polöffnungen müssen Fadenansammlungen und Wulstbildung sowie daraus resultierende Gaps vermieden werden, um Fehler bei der nachfolgenden Harzinfusion zu minimieren. Abbildung 95 zeigt einen kritischen Gap an der Polöffnung des Wickelkerns.

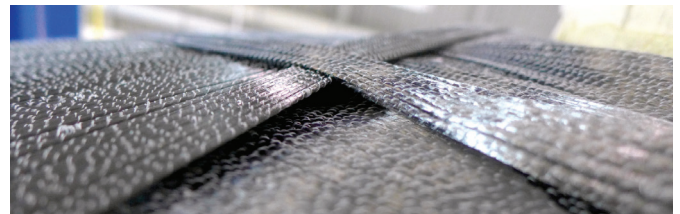


Abbildung 95: Kritischer Gap an der Polöffnung des Wickelkerns

Der andere Lagentyp, genannt Umfangslagen, dient der Kompaktierung des Preforms. Diese werden mit einer sehr hohen Fadenspannung auf den Wickelkern aufgebracht, um die bereits aufgewickelten Lagen zu kompaktieren und ein Verrutschen zu verhindern. Die Wickelpfade verlaufen nahezu parallel zur Umfangsrichtung und beschränken sich fast ausschließlich auf den zylindrischen Bereich des Wickelkerns. Die hohe Fadenspannung dieser Lagen verursachte vor allem gegen Ende der Fertigung einige Probleme. Die hohen Kräfte in Kombination mit dem mehrere Tonnen schweren Wickelkern sorgten für eine Überlastung der Antriebe. Die Antriebseinstellungen mussten an das Gewicht des Wickelkerns angepasst werden, um die richtigen Antriebsparameter der Motoren gewährleisten zu können. Abbildung 96 zeigt den Wickelkern und den Wickelroboter.



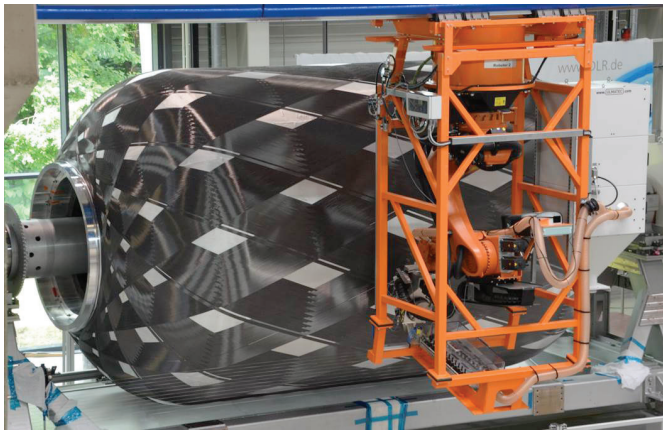


Abbildung 96: Wickelprozess mit Roboter und Wickelkern

### b) Fertigung der Schürzenpreforms

Zur Fertigung der Schürzen wurde ein von der AFPT GmbH entwickelter Dry-Fiber-Placement (DFP) Legekopf eingesetzt und an die Anforderungen der Prozessführung angepasst (Abbildung 97). Der Legekopf verarbeitet unidirektionale Kohlenstoffbänder, welche einseitig mit einem Binder auf Epoxidharzbasis präpariert sind. Zwei Infrarotstrahler erwärmen und aktivieren den auf dem Band aufgetragenen Binder zur Fixierung der Lagen.

Bei den Schürzen handelt es sich um zylindrische Bauteile. Das Schürzenwerkzeug ist so konzipiert, dass die Preforms beider Schürzen als ein homogenes Bauteil („Doppelschürze“) gefertigt werden können, um dieses nach der Infusion in die beiden Einzelschürzen aufzuteilen.

Anhand von Vorversuchen wurden die optimalen Prozessparameter bestimmt. Auf Basis dieser Voruntersuchungen wurden von der MT Aerospace AG die Materialkennwerte zur Schürzenfertigung ermittelt.

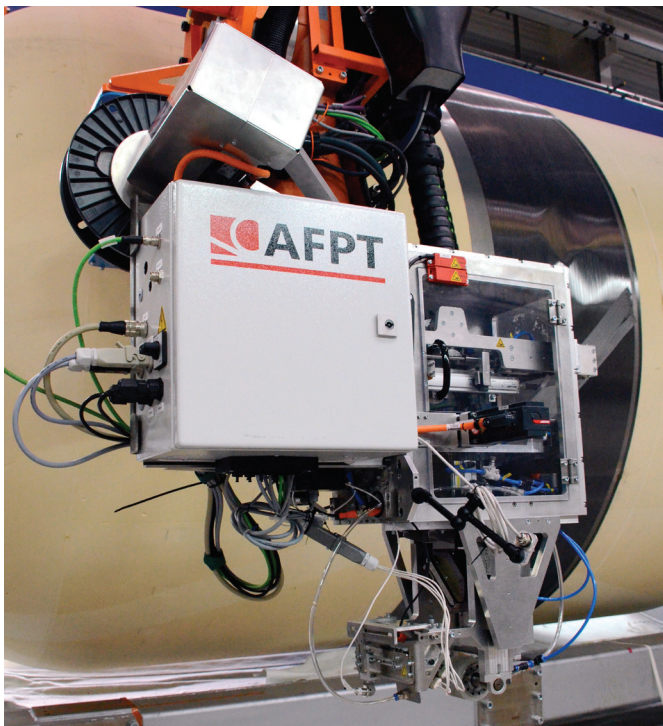


Abbildung 97: DFP-Legekopf

Nach der Durchführung dieser Vorversuche begann die Ablage auf der realen Bauteilgeometrie. Während der Schürzenfertigung werden durch den Legekopf die Bänder auf einem stillstehenden Werkzeug abgelegt. Nach der Ablage eines Bandes positioniert sich das Schürzenwerkzeug neu, damit das nächste Band direkt neben dem zuvor platzierten abgelegt werden kann. Der Legewinkel der abzulegenden Bahnen beträgt zwischen  $+45^\circ$  und  $-45^\circ$ . Die längsten Bahnen bei der Ablage sind ca. 2200 mm lang. Durch diese Länge und den großen Durchmesser des Werkzeugs entstanden vor allem bei den Bahnen mit hohem Legewinkel Erreichbarkeits- und Kollisionsprobleme zwischen Roboter und Legekopf. Diese konnten lediglich durch Einbußen in der Preformqualität gelöst werden. Um eine ausreichende Kompaktierung der Lagen zu generieren, wurde nach einer definierten Anzahl von Lagen eine Kompaktierungslage in Umfangsrichtung mit der Wickeleinrichtung aufgebracht. Im Vergleich zum Legekopf war mit dieser Anlage das Aufbringen deutlich höherer Kompaktierungskräfte möglich. Die Kompaktierungslage verhinderte ein Verrutschen und Herabfallen von bereits abgelegten Bändern. Abbildung 98 zeigt den Dry-Fiber-Placement-Legekopf bei der Ablage der ersten Lage auf dem Schürzenwerkzeug.



Abbildung 98: Schürzenfertigung im Dry-Fiber-Placement-Prozess

### c) Vakuuminfusion

Die Infusion der beiden Preforms erfolgte einzeln in einem Ofen am Institut BT mit einem Harz auf Epoxidharzbasis. Eine eigens für diese Harzmenge entwickelte Harzmischanlage der Hilger und Kern GmbH unterstützte die Infusion. Die Anlage stellt das richtige Mischungsverhältnis und die richtige Temperatur der verschiedenen Harzkomponenten ein und leitet anschließend das Harz in der benötigten Durchflussmenge in den Preform. Die insgesamt benötigte Harzmenge lag bei etwa 1000 kg. Um das Harz gleichmäßig im Preform zu verteilen, war eine kontinuierliche Drehbewegung des Bauteils während des Infiltrationsprozesses nötig. Da die Infusion eines Bauteils dieser Größe mehrere Stunden dauert, ist eine kontinuierliche Prozessüberwachung sehr wichtig, um eine gleichmäßige Temperierung des Bauteils durch den Ofen zu gewährleisten und das Harz auf der optimalen Verarbeitungstemperatur zu halten. Abbildung 99 zeigt den fertig infundierten Druckkörper.





Abbildung 99: Infusionierter Druckkörper

Mit der Fertigung des Raketenantriebsgehäuses im repräsentativen Maßstab ist erstmalig ein Bauteil dieser Größe in Trockenfaserbauweise im Vakuuminfusionsprozess gefertigt worden. Ein im Anschluss an die Fertigung durchgeführter Bersttest zeigte, dass das Gehäuse dem im Betrieb auftretenden Betriebsdruck standhält. Die geforderte Druckobergrenze von 140 bar wurde im Bersttest deutlich überschritten und deutet damit auf ein mögliches Gewichts- einsparpotenzial hin. Im Folgeprojekt PROCOMP wird die Technologie mitsamt ihrer Einzelprozesse weiter optimiert. Zum Abschluss steht die Fertigung eines weiteren Gehäuses an. Ziel ist die weitere Reduktion des Gewichts und der Fertigungszeit.

### Integrierte Thermalschutzsysteme

Die Forschungsarbeiten zu den integrierten Thermalschutzsystemen finden schwerpunktmäßig am Institut BT in den vom Land Bayern geförderten Projekten KOFFER und PROCOMP statt. Ziel der Arbeiten ist eine nochmals gesteigerte Effizienz in der Fertigung und damit ein weiterer Beitrag zur Kostenreduktion der Herstellung des Boostergehäuses durch die Integration der inneren Thermalschutzschicht (ITP) in die Booster-Tragstruktur. Untersuchungen zur integrierten Innenisolation auf Basis des Ablatormaterials ZURAM® werden zurzeit an Modell-Boostern im DLR-Projekt ATEK durchgeführt. Auch für die äußere thermische Isolierung ETP werden Verfahren untersucht, diese z. B. mittels einer Co-Infiltration in einem Schuss gleichzeitig mit der Infiltration der CFK-Tragstruktur auf diese aufzubringen (Abbildung 100). Zusätzlich werden im Projekt PROCOMP aktuell Materialien und Sprühverfahren entwickelt, die eine automatisierte Aufbringung von ITP-Beschichtungen auf Kork-Basis mit variabler Schichtdicke erlauben.

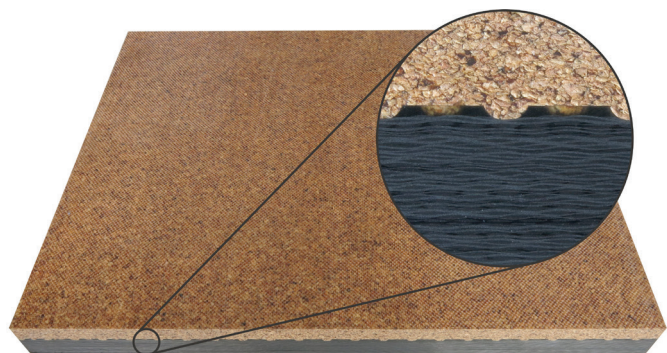


Abbildung 100: Durch Co-Infiltration gleichzeitig hergestellte CFK-Struktur mit isolierender Kork-Schicht

Ziel des Instituts BT ist es, in den kommenden Jahren neue Technologien für die Innen- und Außenisolation zu entwickeln, die die Entwicklung von deutschen Wertschöpfungsanteilen für zukünftige europäische Trägersysteme unterstützen.

### Scharfkantige Hybridbauweisen für Finnen und Canards

Finnen, beziehungsweise Flügel und Canards, sind essenzielle Bauelemente für fast alle Arten von Raumtransportsystemen. Obwohl ähnlich in der Form, unterscheiden sich ihre Anforderungen mitunter sehr stark und erfordern daher unterschiedliche, möglichst optimal an den Anwendungszweck angepasste Bauweisen. Insbesondere bei wiederverwendbaren geflügelten Systemen ist ein hoher Entwicklungsbedarf erkennbar. Gemeinsam ist allen Systemen eine flächige, dünne Hauptstruktur, die hohe Steifigkeit bieten muss, eine möglichst scharfkantige Anlaufnase für niedrigen Strömungswiderstand und eine diskrete Anbindung zur Rumpfstruktur, die hohe Lastkonzentrationen aufweist und meist unterschiedliche Wärmedehnungen von Rumpf und Flügel ausgleichen muss. Die thermische Kompatibilität, also die Beherrschung der im Einsatz auftretenden Thermalverformungen durch dehnungsneutrale oder dehnungskompatible Bauweisen, stellt den Schlüssel für geeignete Strukturkonzepte dar.

Das Institut entwickelt unterschiedliche Fin-Systeme in verschiedenen Bauweisen. In den letzten Jahren konnten wesentliche Fortschritte innerhalb des SHEFEX-Programms und der VLM-1-Entwicklung erzielt werden. Bei SHEFEX II und HiFiRE 3 erfolgte die Hybridisierung des Finblattdesigns durch die Kombination von GFK-Vorderkanten mit einem mittels FIREX thermal geschützten Aluminium Hauptblatt. Der bei SHEFEX I beobachtete thermische Verzug der metallischen Fins beim Aufstieg wurde damit komplett beseitigt. Diese Hybridfinnen werden mittlerweile bei vielen Flugmissionen (z. B. ROTEX, HiFiRE 4, 5A und 5B) genutzt und ermöglichen einen stabilen Abstieg bis hinunter auf 10 km bei Machzahlen bis circa 8. Ebenfalls bei SHEFEX II konnte erstmalig eine komplette CFK-Finne mit Hochtemperaturharz auf Bismaleimid-Basis beim Wiedereintritt mit Mach 11 geflogen werden.

Für das VLM-1/VS-50-Trägersystem wurde eine komplett CFK-basierte Bauweise als Sandwichstruktur entwickelt. Das Finblatt besteht aus einem Schaumkern und dünnen Decklagen aus kohlefaserverstärktem Kunststoff (CFK). Der Anschluss an die Rakete wird durch einen sogenannten Finschuh aus Metall realisiert. Die Schnittstelle zwischen diesem und dem Finblatt ist so ausgelegt, dass sich der metallische Finschuh am Übergang ohne Steifigkeitssprung in gleichem Maße verformt wie die Finne. Die Verbindung erfolgt über eine Klebung. Im nächsten Schritt ist eine reine CFK-Version in der Entwicklung. Eine weitere Herausforderung der Bauweise mit Verbundwerkstoffen ist der Umgang mit den thermischen Wärmeflüssen. Metallische Finnen verteilen die Wärme und leiten diese sehr gut ab, somit ergeben sich keine thermischen Lastspitzen. Verbundwerkstoffe sind hingegen schlechtere Wärmeleiter und die Matrix aus Epoxidharz kann maximal mit 140 °C belastet werden. Diesem Problem wird mit Thermoplasten, Bismaleimiden und Hochtemperatur-Epoxidharzen und der Entwicklung von Dünnschicht-Isolierungen aus Keramikgeweben und Aerogelen begegnet.

Für nicht wiederverwendbare Systeme wurde ein Kork-Ablator entwickelt (siehe auch Abschnitt 2.2.4.2.). Hierbei stand die Gewinnung des technologischen Know-hows zur Fertigungstechnik und zur kontrollierten Einstellung der Parameter Dichte und Wärmeleitfähigkeit im Vordergrund. Ebenfalls wurden Klebetechniken und In-situ-Fertigungstechniken entwickelt, um die Korkbeschichtung in den Fertigungsprozess zu integrieren. Mittelfristig sind entsprechende wiederverwendbare Dünnschichtisolierungen in Kooperation mit WF vorgesehen.

Für höhere Temperaturbelastungen wurden bei SHEFEX II metall/keramische Hybridstrukturen entwickelt, deren scharfkantige Anlaufkanten in C/C-SiC ausgeführt sind und über eine dehnungskompatible Anbindungstechnik an das Hauptblatt aus Titan angesetzt sind. Diese Finbauweise wird im HEXAFly-Projekt der EU eingesetzt und weitergeführt. Vollkeramische Finnen wurden für das Projekt SCRAMSPACE entwickelt (siehe Abschnitt 2.2.4.2.) und in verkleinerter Form bei HIFIRE 5 als Experiment erfolgreich geflogen und nach dem Flug untersucht (siehe Abschnitt 2.2.4.2.).

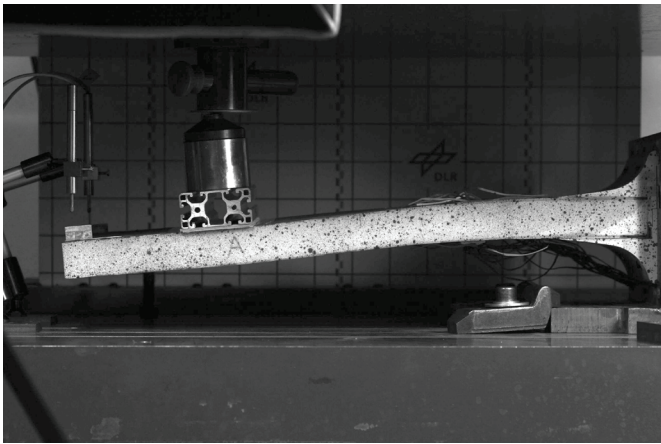


Abbildung 101: CFK/Sandwich-VS 50-Finstruktur im mechanischen Test

BT hat damit im Berichtszeitraum unterschiedliche Klassen von Finnen entwickelt und z. T. im Flugversuch validiert, die an die speziellen Anforderungen des Fluges angepasst sind. Dieser Baukasten steht den weiteren Entwicklungen von Flugexperimenten und Trägerbauweisen zur Verfügung.

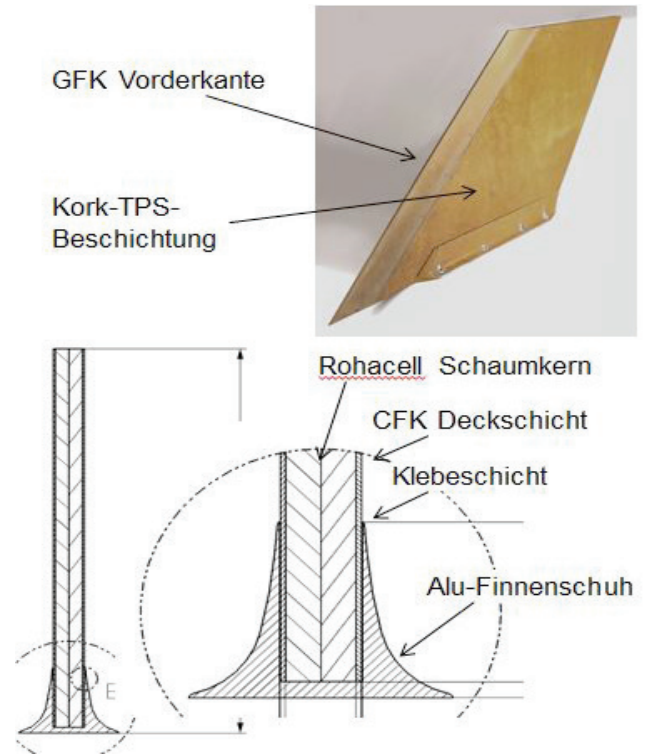


Abbildung 102: Basisdesign des VS-50-Finsystems mit geklebtem Finschuh-Interface

### Trennsysteme

Trennsysteme dienen bei Trägersystemen zur sicheren Separation unterschiedlicher Trägermodule oder Nutzlasten. Bei großen Trägersystemen werden meist pyrotechnische Trennsysteme wie Sprengschnüre o. Ä., welche die Tragbleche durchschlagen, eingesetzt. Für Kleinstraketen wie beispielsweise Höhenforschungsraketen werden meist vorgespannte Klemmringe verwendet, die an einer oder mehreren Stellen durch Ausrücken oder Ausschlagen eines Bolzens geöffnet werden. Diese einfachen und mehrfach auch wieder lösba- ren Verbindungen sind in gewissen Maßen standardisiert. Allerdings sind sie bisher nur für Durchmesser bis maximal 1000 mm verfü- bar.

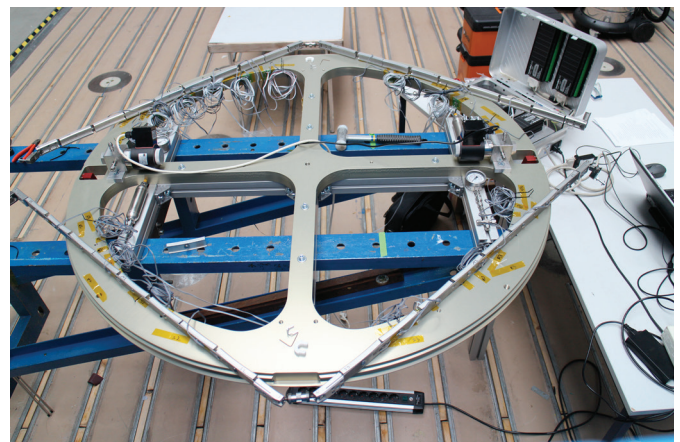


Abbildung 103: Prototyp des 1500 mm-Trennsystems vor der Montage

Für das VLM-1-Trägersystem mit ca. 1500 mm Durchmesser wurde eine Klemm-/Spannring-Bauweise entwickelt, in der speziell geformte Aluminiumsegmente über Flachbänder aus Titan um die keilförmigen Stufenanschlussstücke gespannt werden und so eine hohe Kraftübertragung gewährleisten. Herausforderungen waren die Krafteinleitung der Vorspannkräfte in die Titanbänder, die Erhaltung der Vorspannung auf deren gesamten Länge sowie eine sichere Funktion der Spannschlösser und des pneumatischen Öffnungsmechanismus. Dadurch können hohe Schocklasten beim Trennvorgang vermieden werden. Ein Prototyp dieses Trennsystems wurde hergestellt und in ca. 50 Öffnungsversuchen ohne einen Fehlversuch qualifiziert. Dabei konnte auch eine zuverlässige, gleichförmige Spannungsverteilung im Spannring gemessen werden. Vorgesehen ist der erste reale Einsatz beim Testflug des VS-50-Trägersystems, welches baugleiche Trennsysteme verwendet. Durch diese Entwicklung ist ein mechanisches Trennsystem auch für Kleinträger verfügbar.

### Fairing

Trägersysteme verwenden zur Abdeckung der Nutzlasten strömungsgünstige Verkleidungen, um zum einen in der Aufstiegsphase den aerodynamischen Widerstand der Trägerrakete zu reduzieren und zum anderen die empfindlichen Nutzlasten vor aerodynamischen Lasten zu schützen. Das Institut BT entwickelt Bauweisen aus Faserverbundwerkstoffen für solche schalenartigen Strukturen, die bei möglichst geringem Gewicht eine hohe Steifigkeit und Temperaturbeständigkeit aufweisen und mit möglichst einfachen Fertigungsverfahren herzustellen sind. Je nach Trägersystem und den auftretenden Startbeschleunigungen werden an der Oberfläche solcher Strukturen Temperaturen bis zu 500 °C erreicht. Bisher werden dazu meist Aluminiumstrukturen verwendet, die mit einem aufgesprühten, ablativen Thermalschutz versehen werden, der allerdings in einem langwierigen Schicht-für-Schicht-Verfahren aufgebracht werden muss. Im neuen Ansatz werden Sandwichstrukturen verwendet, für deren Decklagen je nach Anforderung CFK- oder GFK-Gewebe und als Kernmaterial Kunststoffhartschäume verwendet werden. Auf die äußere Decklage werden entweder wenige Millimeterdicke Korkplatten oder, wie bei den ersten geflogenen Baumustern für die SHEFEX II-Mission, eine aus Decklage und dünnem Schaum aufgebaute, ablativ Thermalschutzschicht bereits im Fertigungsprozess der Schalen integriert. Die optionale Verwendung von Glasfasern schafft eine elektromagnetische Transparenz des Fairingsystems und ermöglicht einen direkten Funkkontakt mit Telemetriesystemen innerhalb des Nutzlastraumes ohne zusätzliche äußere Antennen. Dieser wäre bei metallischen oder carbonbasierten Werkstoffen stark beeinträchtigt. Im Gegensatz zu generischen Bauweisenuntersuchungen bietet die konkrete Entwicklung für das VLM-1-Trägersystem die Möglichkeit, auch notwendige Singularitäten wie Zugangs-/Wertungsöffnungen, den Übergang von der Schalenstruktur zu metallischen Verschraubungsringen und Trennsystemen, integrierte Kabelführungen und lokale Lasteinleitungen zu untersuchen (siehe Abbildung 104). Diese Entwicklung für VLM-1 findet in enger Kooperation mit der Mobilien Raketenbasis MORABA des DLR-Raumflugbetriebs und dem brasilianischen Amt für Luft- und Raumfahrtforschung DCTA statt. Der Erstflug des Fairingsystems soll auf der im Oberstufenbereich baugleichen VS-50-Trägerrakete erfolgen. Für das DLR-Flugexperiment REFEX ist ein ähnliches, jedoch mit einem lateralen Trennsystem ausgerüstetes Fairingsystem vorgesehen. Für das HEXAFLY-Flugexperiment soll ein weiteres Fairingsystem mit komplexerer Außen geometrie entwickelt werden.

Längerfristig bieten diese Entwicklungen auch Designlösungen und Fertigungsverfahren für Abdeckungen und aerodynamische Verkleidungen, primär für wiederverwendbare Erststufen. Hierbei ist gemeinsam mit dem Partnerinstitut WF die Entwicklung eines Ersatzes des Korksystems durch oxidische Keramiken und/oder Aerogele notwendig.



Abbildung 104: Fairingsystem 1500 mm für VLM mit integriertem Gas- und Trennsystem

### Entfaltbare Strukturen

Das Institut untersucht bewegliche Strukturen und entfaltbare Thermalschutzsysteme an Raumflugkörpern, um die Entwicklung innovativer Eintrittstechnologien voranzutreiben. Die Entfaltung von Körperstrukturen kurze Zeit vor dem Eintritt in eine Planetenatmosphäre bewirkt, dass durch eine vergrößerte Widerstandsfläche der ballistische Koeffizient und die Fluggeschwindigkeit verringert werden. Dadurch wird eine Reduktion der maximalen Wärmelast, der Beschleunigungslast und des Staudrucks auf den Körper erzielt. Gleichzeitig entfällt der limitierende Zusammenhang zwischen dem Trägerraketendurchmesser und der Größe der Hitzeschilde.

Um die Machbarkeit entfaltbarer Systeme zu prüfen, wurde der minimalisierte „Deployable Aerodynamic Decelerator Demonstrator“ (DADD) entwickelt, welcher in seinen Abmaßen an standardisierte 12U-Container angepasst ist. Dadurch besteht die Möglichkeit, den DADD kurzfristig als Passagierexperiment einzusetzen. Die Entfaltung des flexiblen Thermalschutzsystems erfolgt mit einem beweglich gelagerten Armgerüst, das mit einem starren Nutzlastmodul inklusive Körpernase gekoppelt ist. Die beweglichen Komponenten und die starre Nase bestehen aus temperaturresistenter C/C-SiC-Faserkeramik, die am Institut BT entwickelt wurde. Die Nutzlaststruktur ist metallisch ausgeführt. Der flexible Schirm ist aus Kohlenstoffgewebe vorgesehen und befindet sich in derzeitiger Entwicklung in Kooperation mit der Universität Dresden.



Für eine detailliertere Untersuchung des Öffnungs- und Entfaltungsmechanismus wurden ein originalgetreues Funktionsmodell des DADD gefertigt und mechanische Öffnungstests erfolgreich durchgeführt. Die Einzelkomponenten des Demonstrators wurden analytisch ausgelegt und dimensioniert. Thermische Beanspruchungen konnten an einem digitalen Thermalmodell inklusive Isoliersystem simuliert werden.



Abbildung 105: Zusammenbau des DADD

#### 2.2.4.2. Flugexperimente

Da sich Strukturkonzepte und Bauweisen mit thermalen Belastungsszenarien nicht beliebig skalieren lassen, sind Modellversuche, wie sie beispielsweise bei aerodynamischen Untersuchungen in Windkanälen verwendet werden, nicht zielführend. Andererseits sind Tests mit Raumfahrzeugen in voller Größe extrem teuer. Innerhalb des bis 2013 im DLR durchgeführten SHEFEX-Programms, das international hohe Anerkennung erfahren hat, konnte ein kostengünstiger Mittelweg gefunden werden. Die Nutzung kleiner Höhenforschungsraketen für dezidierte Flugversuche zur Untersuchung spezieller technologischer Problemstellungen konnte eine Vielzahl wichtiger Erkenntnisse liefern. In dieser Tradition beteiligt sich das Institut auch nach Einstellung des SHEFEX-Programms weiterhin an zahlreichen Flugmissionen internationaler Partner. Insbesondere die Zusammenarbeit mit australischen Forschungseinrichtungen, die große Anstrengungen auf dem Gebiet der Hyperschalltechnologie unternehmen, hat sich als sehr produktiv erwiesen. So konnten innerhalb des SCRAMSPACE-Projekts neue vollkeramische Stabilisierungsflossen in integraler Bauweise und dehnungskompatiblen Flügel/Rumpfanschluss entwickelt und geflogen werden. Ebenfalls wurden je vier vollkeramische Flossen auf den Missionen HIFiRE 5 und 5 B mitgeflogen und konnten dank umfangreicher Sensorik wertvolle Informationen zu den aerodynamischen Wärmeflüssen beim Wiedereintritt mit ca. achtfacher Schallgeschwindigkeit liefern. Beim letzten US-amerikanisch/australischen HIFiRE 5B-Flug, der auf dem Testgelände Woomera in Zentralaustralien durchgeführt wurde, konnten sogar zwei der geflogenen Flossen wieder geborgen werden. Für den nächsten HIFiRE-Flug der 5er-Reihe wird zurzeit eine aktiv gekühlte Variante des Finnenexperiments vorbereitet.

Aber nicht nur Experimente finden ihren Platz auf den Flugkörpern. Auf Basis des ersten SHEFEX-Fluges konnten neue, konturstabile Flügelvorderkanten entwickelt werden, die den Höhenforschungsraketen beim Start, aber vor allem auch beim Wiedereintritt in die Atmosphäre, einen stabilen Flug erlauben. Bei der australischen Mission HIFiRE 3 konnten diese modifizierten Stabilisierungsflossen qualifiziert werden. In der Zwischenzeit gehören diese Elemente zum Standard.

In naher Zukunft stehen in Form des europäischen HEXAFLY-Projekts und des australischen HIFiRE 8-Flugkörpers deutlich komplexere Flugexperimente auf dem Plan, bei denen die Erkenntnisse aus dem SHEFEX-Programm und den zahlreichen Mitflügen als Passagier genutzt werden, um die Schlüsselbereiche in der Struktur von Hyperschallgleitern mit DLR-Technologie auszurüsten. Ein notwendiger und wichtiger Schritt, um in der Zukunft rückführbare und wiederverwendbare Raumtransportsysteme realisieren zu können.

### Rückkehrmissionen

#### SHEFEX-Flugauswertung

Das Sharp Edge Flight-Experiment SHEFEX II wurde am 22. Juni 2012 von Andøya in Norwegen aus gestartet und trat von einem Apogäum in 177.7 km Höhe mit  $Ma = 10.2$  (2559 m/s) wieder in die Erdatmosphäre ein. Alle Sensordaten wurden während des Flugs zur Bodenstation gefunkt.

SHEFEX II war größtenteils mit einem strahlungsgeköhlten Hitzeschild des Instituts aus C/C-SiC ausgerüstet. Eine verbesserte Aerodynamik erfordert ein scharfkantiges Fahrzeugdesign. Daraus resultieren sehr kleine Nasenradien, die extremen Wärmelasten ausgesetzt sind, und deren thermomechanische Auslegung eine Schlüsselrolle bei der Auslegung von Hyperschallfahrzeugen spielt. Das im Projekt entwickelte Programm HEATS zur Thermalantwortvorhersage konnte durch Bodentests und Flugdaten validiert werden und lässt wiederum aus den gemessenen Temperaturen in der Spitze von 1492 K den Schluss auf eine Oberflächentemperatur von 2019 K bei einer Höhe von 29 km zu.

Mit dem Experiment AKTIV wurde auf SHEFEX II weltweit erstmals eine Transpirationsschöhlung flugerprobt. Temperaturen wurden stromauf, stromab und in einer permeabel keramischen Materialprobe gemessen. Die Probe wurde in ein ebenes Thermalschutzpaneel eingebettet und beim Wiedereintritt von Kühlgas durchströmt. Ein ungeköhlter Aufbau wurde als Referenz verwendet. Die Messungen bestätigten eine sofortige Wärmestromreduktion mit maximaler Temperaturabsenkung um 87 K auf der Probe, stromab der Probe um 75 K durch Filmköhlung. Dies entspricht Köhleffizienzen von 58 bzw. 42 %.

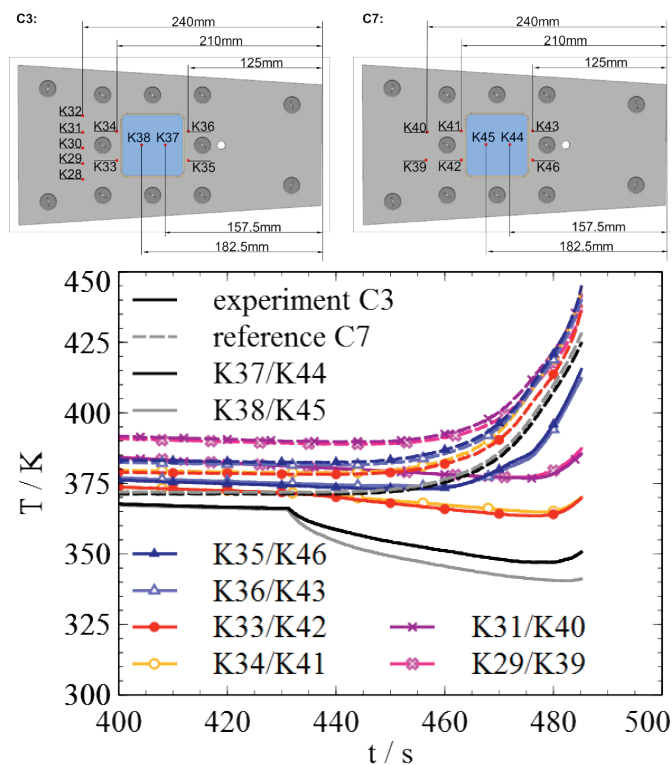


Abbildung 106: Transpirationsgekühltes Thermalschutzpaneel mit Thermoelementen und Messdaten auf gekühlter und ungekühlter Seite

Um für eine derartige Struktur sowohl im Bereich Auslegung als auch im Bereich Instrumentierung die nötigen Werkzeuge zu schaffen, werden in der Helmholtz-Nachwuchsgruppe „Hochtemperaturmanagement für den Hyperschallflug“ diese Werkzeuge erarbeitet und die Grenzen und Kühlmöglichkeiten einer scharfen Anlaufkante untersucht.

Neben den Ergebnissen und der Auswertung der Flugdaten des AKTIV-Experiments konnten reichhaltige Erfahrungen zur Thermalschutzbauweise der Nutzlastspitze und zu weiteren Subkomponenten des Wiedereintrittskörpers gesammelt werden. Das faserkeramische Thermalschutzsystem konnte in seiner Funktionalität weiter verbessert werden. Beispielsweise wurde der Kopf des keramischen Schraubnieten optimiert, wodurch das Anzugsmoment verdoppelt werden konnte. Dieser SHEFEX-Niet ist momentan Gegenstand einer internationalen Kooperation. Das Fairingsystem konnte weitergeführt werden. Die hybride Bauweise der Canards konnte im HEXAFly-Programm der EU weitergeführt werden wie auch zukünftig bei HiFire 8. Die Entwicklung der Erststufenfins des VS 40-Motors konnte in zahlreichen Varianten weiterentwickelt werden (siehe Abschnitt 2.2.4.1.).

Das Institut führte die Entwicklung des SHEFEX III-Flugkörpers bis zu einem Stand kurz vor PDR fort. Die technologischen Vorteile des scharfkantigen, facettierten Konzepts gegenüber stumpfen Flugkörpern konnten in wissenschaftlichen Untersuchungen während der Vorphase der REFEX-Konzeptfindung klar herausgearbeitet werden (siehe „REFEX“). Das parallel zu SHEFEX III imitierte Entwicklungsprogramm VLM-1, das ursprünglich als Träger für SHEFEX III mit nahezu orbitaler Eintrittsgeschwindigkeit vorgesehen war, wird in Brasilien mit Kooperation des DLR als Kleinsatellitenträger weitergeführt. Die vom DLR initiierte VS-50, eine kleinere zweistufige Variante des VLM-1-Trägersystems, dient momentan der Technologie- und

Flugerprobung aller kritischen Subkomponenten. Das Institut ist dabei mit einigen Subsystemen wie Fairing, Fin/Tailcansystem und Trennsystem beteiligt.



Abbildung 107: SHEFEX III auf dem Weg zur Startrampe

### REFEX

Innerhalb des SHEFEX-Nachfolgeprogramms REFEX, das auf rückführbare Unterstufen abzielt, hat das DLR entschieden, sich wieder auf den klassischen stumpfen Wiedereintrittskörper als Experimental-Flugkörper zu konzentrieren. Das zugehörige Flugexperiment umfasst bis dato unterschiedliche Vehikelformen, die in verschiedener Detailtiefe schwerpunktmäßig bei DLR-Partnerinstituten untersucht wurden. Ein endgültiges Missionskonzept soll in 2018 definiert werden. Nach aerodynamischen und strukturellen Kriterien wurde die REFEX I-Fahrzeugkonzeption als Referenzkonzept definiert, um gemeinsam mit dem Institut AS ein scharfkantiges SHEFEX III-Fahrzeugdesign mit einem klassischen Fahrzeugkonzept (in diesem Fall ein geflügelter Bi-Konus) zu vergleichen.

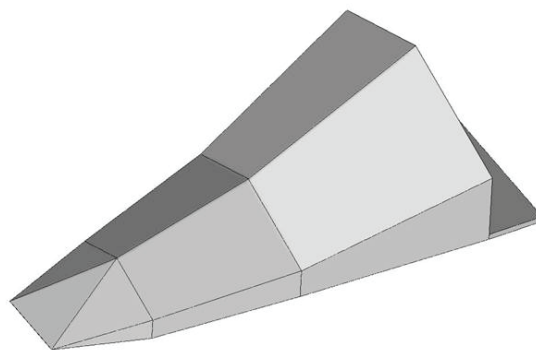


Abbildung 108: Fahrzeugkonfiguration des SHEFEX III-Flugkörpers

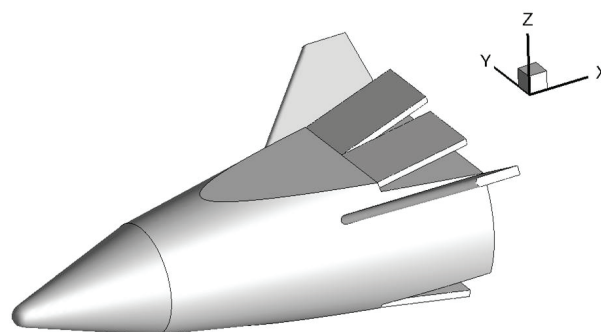


Abbildung 109: Fahrzeugkonfiguration des ersten REFEX-Konzepts

In Form, Größe und Gewicht waren beide Konzepte sehr ähnlich. Aerodynamische Untersuchungen des Instituts für Gasdynamik und Strömungstechnik bestätigten eine deutlich höhere aerodynamische Leistungsfähigkeit des SHEFEX III-Konzepts gegenüber dem REFEX-Ansatz. Die strukturellen Untersuchungen ergaben einen um das Doppelte höheren Kostenfaktor für das REFEX-Konzept. Hierbei konnten die Auswirkungen einer gekrümmten Außenkontur in Form eines gesteigerten Entwicklungsaufwands und Herstellungskosten anhand einer konkreten Entwicklung nachgewiesen werden. In Kombination mit aktiver Kühlung kann demnach in der SHEFEX-Bauweise ein hocheffizientes und kostengünstiges, wiederverwendbares Raumtransportsystem abgeleitet werden. Im laufenden REFEX-Projekt ist BT für die Strukturauslegung und die Herstellung des Wiedereintrittskörpers und verschiedene Baugruppen des Trägers verantwortlich. Aufgrund der geringen Größe des Flugkörpers und der speziellen Fahrzeuganforderungen kann bei dieser REFEX-Konfiguration keine keramische Bauweise umgesetzt werden. In diesem Fall wird eine rein metallische Bauweise aus Aluminium und Titan vorgesehen. Bei den zu erwartenden geringen Geschwindigkeiten bis ca. Ma 5 in einer kurzen Zeitspanne von ca. 10 bis 20 s sind auch keine signifikanten Thermallasten zu erwarten.

Mit diesen Ergebnissen wird das Institut BT, zusammen mit den an der Studie beteiligten Instituten, zu den weiteren Entwicklungen von rückkehrfähigen Fahrzeugkonzepten und Flugexperimenten im DLR beitragen.

#### Kapsel für Break Up Camera (BUC)

Für detaillierte Informationen über den Eintritt des unbemannten Raumtransporters ATV5 „Georges Lemaître“ in die Erdatmosphäre wurde von einem RUAG-geführten ESA-Projekt ein IR-Kamerasystem („Break Up Camera“, BUC) entwickelt. Die Kameradaten sollten hierzu in einer Re-entry-stabilen Kapsel gespeichert und von dort zum Telekommunikations-Satelliten Iridium gesendet werden. Aus den Erfahrungen im SHEFEX-Programm wurde als Kapselmateriale der oxidkeramische Faserverbundwerkstoff WHIPOX® (Institut WF) ausgewählt, da er einerseits die geforderte Temperatur- und Thermoschockbeständigkeit besitzt und zum anderen – im Gegensatz zu kohlenstoffbasierten Werkstoffen – eine ausreichende Durchlässigkeit für Funksignale aufweist. Das Kapselkonzept inklusive Strukturauslegung, Integration und Vorqualifikation der CMC-Kapsel erfolgte im Institut BT. Die WHIPOX®-Halbschalen wurden im DLR-Partnerinstitut WF hergestellt.

Die Re-entry-Kapsel wurde aus zwei Halbkugeln gefertigt, die ihrerseits durch Umformen einer zylindrischen Wickelstruktur hergestellt wurden (Abbildung 110 links). Zur Herstellung der sphärischen Kapsel wurden zwei Halbschalen durch einen Keramikring verbunden, der mit SHEFEX-C/SiC-Schraubnieten an den Halbkugeln fixiert wurde. Zum thermischen Schutz der elektronischen Bauteile wurde der Innenraum der Kapsel mit keramischem Faserfilz ausgekleidet.

Ein realitätsnaher Test der Re-entry-Kapsel erfolgte im Plasma-Windkanal des ESA-VKI mit einem Plasmastrahl von  $1 \text{ MW/m}^2$  (47 s). Die Kapsel überlebte diesen Test trotz der extremen thermischen Gradienten ohne sichtbare mechanische Schädigungen. In nachgeschalteten Analysen zeigte die Oberfläche der CMC-Kapsel Spuren lokaler Aufschmelzung ( $T > 2000 \text{ °C}$ ), während die Innenseite der CMC-Kapsel keine mikrostrukturellen Veränderungen aufwies.

Für die Innenseite der 5 mm dicken Kapsel lassen sich damit Temperaturen  $< 1300 \text{ °C}$  abschätzen. Durch die Faserfilz-Isolation konnte die Temperatur im Inneren der Kugel unter  $80 \text{ °C}$  gehalten werden.

Das System wurde Ende 2014 an ESA ausgeliefert und in den Raumtransporter ATV 5 installiert. Die Rückkehr fand im Februar 2015 statt. Die Kapselstruktur hat den Wiedereintritt überstanden. Im Inneren der Kapsel wurde ein Temperaturanstieg bis  $32 \text{ °C}$  aufgezeichnet. Basierend auf diesen Entwicklungen erarbeitet das Institut zahlreiche rückführbare Kleinkapselkonzepte.



Abbildung 110: CMC-Re-Entry-Kapsel im Plasmatest (links); lokale Aufschmelzung der Oberfläche (rechts)

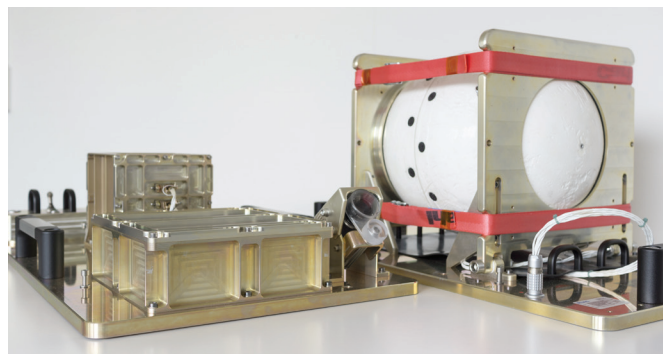


Abbildung 111: Gesamtsystem vor dem Einbau in ATV 5 (Abb. RUAG)

#### Hyperschallmissionen

##### HIFiRE 5b und 5a

Für den amerikanisch-australischen Hyperschalltestflugkörper HIFiRE 5 des Air Force Research Laboratory (AFRL) und der Australian Defence Science and Technology Organization (DSTO) wurde am Institut ein keramisches C/C-SiC-Finexperiment vorbereitet. Ein Satz von vier instrumentierten und von der Universität Stuttgart kalibrierten Finnen wurde zur Messung von Wärmestromdichten auf scharfe Anlaufkanten auf dem Flugkörper montiert. Der Erstflug am 23. April 2012 endete mit einem Funktionsfehler der zweiten Stufe, der aus zu geringer Nutzlastgeschwindigkeit resultierte. Der erfolgreiche Zweitflug aus Woomera (AUS) am 18. Mai 2016 erreichte ein Apogäum von  $h = 278 \text{ km}$  und eine Eintrittsmachzahl von  $Ma = 7,5$ . Zwei der Finnen konnten anschließend geborgen werden. Die Auswertung der Flugdaten ermöglicht eine verbesserte Simulation der Struktur-Strömungs-Interaktion, und die Inspektion der Bauteile ergab praktisch keine Erosion an den scharfen Anlaufkanten im ungestörten Anströmbereich. Somit konnte eine zumindest begrenzte Wiederverwendbarkeit nachgewiesen werden.





Abbildung 112: Instrumentiertes und kalibriertes C/C-SiC-Finexperiment zur Messung von Wärmestromdichten auf scharfen Anlaufkanten auf HIFIRE 5a und 5b. Erstflug am 23.04.2012 mit Funktionsfehler der zweiten Stufe. Erfolgreicher Zweitflug am 18.5.2016 mit  $h = 278 \text{ km}$ ,  $Ma = 7,5$

## SCRAMSPACE

Innerhalb des australischen Flugexperiments SCRAMSPACE der University of Queensland stand die Erprobung eines SCRAMJET-Triebwerks im Vordergrund. Die Einschränkungen des Trägersystems ließen jedoch für den Flugkörper nur eine begrenzte Länge und eine symmetrische Außenform zu. Zur Stabilisierung des Flugkörpers in dem Zielflughbereich von über Mach 8 und ca. 30 km Höhe waren Stabilisierungsflossen notwendig, die zur Einhaltung der Schwerpunktslage besonderen Leichtbau benötigten. Im Flugkörper war ein Gewichtsausgleich im vorderen Bereich aus Platzgründen nicht möglich. In der wissenschaftlichen Kooperation innerhalb des SHEFEX-Programms wurden für SCRAMSPACE spezielle faserverstärkte, scharfkantige Stabilisierungsflossen entwickelt, die die strengen Gewichtsanforderungen erfüllen konnten. Dabei wurde eine neuartige Integralbauweise angewendet, die es im instituts-eigenen Fertigungsprozess erlaubt, aus einfach zu bearbeitenden C/C-Platten eine komplexe Hohlkörper-Geometrie durch In-situ-Fügungen herzustellen. Das konstruktive Problem des thermischen Dehnungsausgleichs zwischen heißen Flossen und kalter, metallischer Rumpfstruktur konnte durch eine segmentierte metallische Zwischenstruktur gelöst werden. Nach der mechanischen Qualifikation wurden vier Finsysteme ausgeliefert und am Testvehikel montiert. Der Flug von SCRAMSPACE erfolgte 2014, wobei jedoch die S-30-Erststufe versagte und die Nutzlast unweit des Hafenbeckens von Andenes im Wasser einschlug. Trotzdem konnte das Bauweisenportfolio des Instituts für thermal extrem belastete Strukturen deutlich erweitert werden.



Abbildung 113: SCRAMSPACE-Testflugkörper mit C/C-SiC-Stabilisierungsflossen

## Improved Malamute

Im Juni 2016 startete die Höhenforschungsrakete „Improved Malamute“ von der Insel Andøya für zwei Qualifikationsflüge. Erprobt wurden neben dem neuen Motor auch vier Finnen aus carbonfaserverstärktem Kunststoff (CFK). Aufgrund der engen Zusammenarbeit mit der MORABA ergab sich die Möglichkeit, auch zwei Bauweisen für Finnen aus unterschiedlichen Materialien zu testen. Als Steuerflächen gewährleisteten Finnen die aerodynamische Stabilisierung der Rakete und spielen deshalb eine wichtige Rolle für den Erfolg einer Raketenmission. Die erste Improved Malamute startete am 30. Juni 2016 mit Finnen in Metallbauweise, die von der MORABA selbst entwickelt wurden und lediglich mit GFK-Vorderkanten ausgerüstet waren, die bereits bei verschiedenen HIFIRE-Missionen eingesetzt wurden und sich im Betrieb bewährt haben. Mit der zweiten Improved Malamute am 08. Juli 2016 starteten reine CFK-Finnen. So konnten beide Bauweisen hinsichtlich Gewicht und Performance in Belastungstests und im Flug verglichen werden. Die Bauweise wurde von den VLM-1-Entwicklungen abgeleitet und lediglich in der Größe skaliert. Dadurch konnten 25 Prozent des Gewichts gegenüber der bisherigen, metallischen Bauweise reduziert und gleichzeitig eine doppelte Steifigkeit erzielt werden. Das Institut entwickelte für den mechanischen Qualifikationstest eine neue Testmethode, um die Belastung so realitätsnah wie möglich zu simulieren. Hierbei erfolgte die Lastaufbringung über Druckdifferenzen, sodass ein realistischer Momenten- und Querkraftverlauf im Bauteil simuliert wird. Gefordert war eine Belastung mit der 1,25-fachen Nominallast, ohne dass sich dabei eine bleibende Verformung der Finne einstellt. Die Finne zeigte auch bei 1,5-facher Last keine bleibende Verformung und wies eine gute Übereinstimmung mit den rechnerischen Simulationen auf (Abweichung unter 6 %).

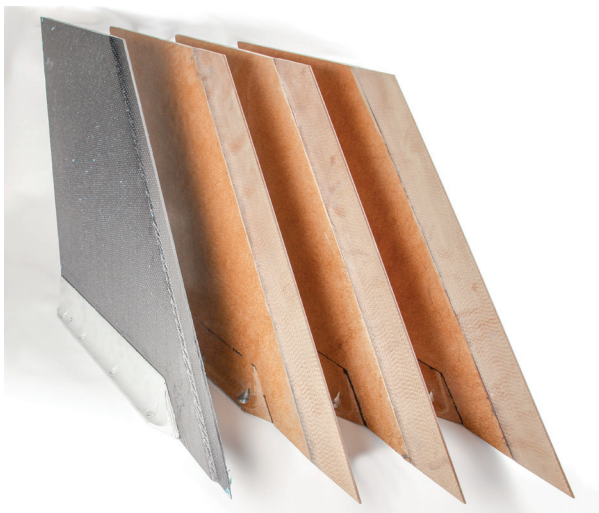


Abbildung 114: Malamute-Finnen ohne (links) und mit Thermalschutz

### Hochgeschwindigkeitsexperimental-Flugfahrzeug (HEXAFLY-Int, EU FP7)

Die grundsätzlichen Herausforderungen im zivilen Hochgeschwindigkeitslufttransport sind die Reduktion des Treibstoffverbrauchs und damit die Erhöhung der Reichweite und die Verbesserung der Wirtschaftlichkeit.

In den letzten Jahren wurden viele neuartige Fahrzeugkonzepte mit großem Potenzial vorgestellt. Der innovative Ansatz basiert auf der Integration eines hocheffizienten Scramjetantriebs in einen Auftriebskörper. Mit einem solchen Konzept wäre es möglich, den Flug von Brüssel nach Tokio unter Einhaltung der Schallschutzrichtlinien unter 2 h 15 min durchzuführen. Grundsätzlich haben solche Flugkörper auch das Potenzial, als Unterstufe für ein Raumtransportsystem eingesetzt zu werden.

Um dieses Konzept zu validieren, wurde im Projekt HEXAFLY im ersten Schritt begonnen, einen Gleiter als ein auf 3 m skaliertes Modell zu designen und zu testen. Die Arbeitspakete des Instituts BT beinhalten mit den Flügelvorderkanten und den Querrudern die thermal extrem belasteten strukturellen Schlüsselemente. Die Verwendung von C/C-SiC-Material und die bei SHEFEX und HIFIRE gewonnene Erfahrung erlaubt eine dehnungskompatible Anbindung an die Titan-Primärstruktur. Insbesondere bei der Anbindung der Querruder an die Aktuatorik konnte nur durch In-situ-gefügte C/C-SiC-Rohre in spezieller Wickeltechnik hergestellt werden. Bis Ende 2017 werden das Design und die Vorqualifikationsphase abgeschlossen sein. Für Anfang 2018 ist ein Test 1:1 des Halbmodells im hypersonischen Windkanal „C16VK“ des Instituts CIAM in Moskau geplant. Die Testbedingungen entsprechen einem Flug mit Mach 7,5 in 30 km Höhe.

### 2.2.5. Strukturen für Raumfahrt- und Hyperschallantriebe

#### Einlauframpe (ITEM)

Für die Herstellung von Triebwerkskomponenten für hochagile Flugkörper bieten sich zunehmend keramische Materialien an. Die Arbeiten in diesem Arbeitspaket zielen auf die Fertigung von Einlauframpen und -wänden für luftatmende Antriebe sowie auf die Herstellung von Düsen für Querschub.

Ein wesentliches Kriterium beim Einsatz von Einläufen ist das Aufbauverhalten der Innenströmung, d. h. das Erzielen einer niedrigen Startmachzahl des Einlaufs. Hierzu sind sehr kleine Radien an den Vorderkanten bzw. an der Haubenschneide erforderlich, die mit derzeitigen CMC-Werkstoffen nicht realisiert werden können. Hier soll auf die im Vorläuferprojekt FFT 2 erarbeiteten ersten Erfahrungen mit Werkstoffen mit gradiertem Aufbau aufgebaut werden. Allerdings stellt eine axialsymmetrische Einlaufgeometrie eine weitere Herausforderung dar, weil Herstellungsverfahren von planaren Strukturen nicht auf zylindrische Strukturen übertragbar sind. Für die Werkstoffentwicklung der Einlauframpe (Abbildung 115) wurden verschiedene Platten aus C/C-SiC auf der Basis von einem neuen Phenolharzprecursor sowie thermisch vorbehandelten Fasergeweben (20-260 °C) via RTM-Verfahren hergestellt und mikrostrukturell sowie mechanisch charakterisiert. Dabei konnten durch die Wahl verschiedener Precursoren und Faservorbehandlungstemperaturen unterschiedliche Mikrostrukturen und Keramikanteile (SiC) erhalten werden. Zur Weiterentwicklung der Querschubdüsen wurden auf der Basis eines Standard-C/C-SiC-Werkstoffs in zwei unterschiedlichen Faserorientierungen (längs und quer zur Laminebene) sowie eines C/C-SiC-Werkstoffs mit hohem SiC-Gehalt dicke Platten hergestellt. Daraus wurden sechs Düsen im C-Zustand herausgearbeitet, siliziert, mechanisch endbearbeitet und im CT auf Qualität und geometrische Genauigkeit hin geprüft. In der Folge wurden die Düsen im Plasmawindkanal des Instituts AS in Köln mit verschiedenen Treibsätzen geprüft. Mit CT-Analysen wurden die Düsen erneut vermessen (Abbildung 116). Die ermittelte Erosion beträgt weniger als 0,01 mm. Der Auftrag im Düsenhalsbereich ist auf Treibsatzrückstände zurückzuführen.

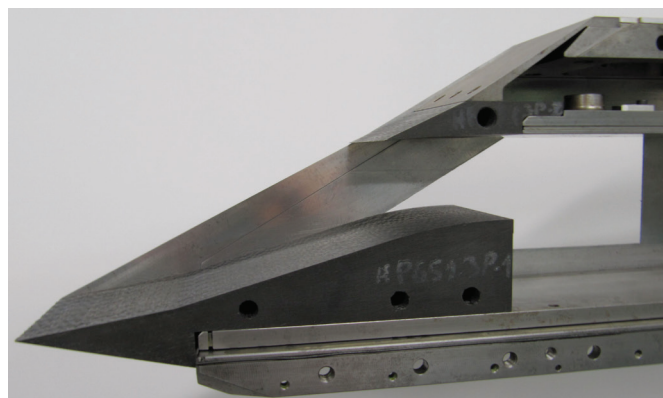


Abbildung 115: Faserkeramische Einlauframpe mit Haube aus C/C-SiC

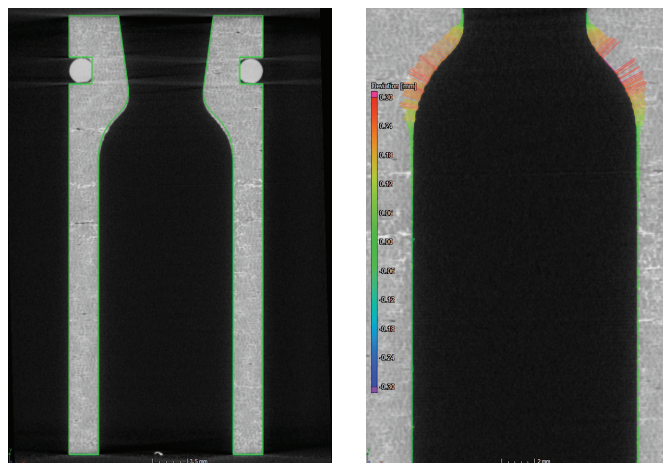


Abbildung 116: Faserkeramische Düsen zeigen nach Heißgastests im Windkanal und erneuter Vermessung im CT sowie nach Abgleich mit Bauteil- und CAD-Daten kaum messbare Erosion



UHTCMC bieten das Potenzial einer weiteren Leistungssteigerung der Komponenten. Im Rahmen der UHTCMC-Entwicklung auf der Basis von reaktiver Schmelzinfiltration wurden daher weitere Legierungsvarianten untersucht. Gegenstand war unter anderem die Substitution von Cu durch Ag sowie durch die ternären Systeme Zr-Cu/Ag-B. Die Kontaktwinkel der neuen Schmelzen zeigen eine bessere Benetzung der verwendeten Substrate und sollten somit die Infiltrationshöhen weiter verbessern. Zudem bilden sich weniger Mischphasen zwischen Ag und Zr, was die Hochtemperatureigenschaften des Verbundes weiter verbessern sollte. Mit den neuen Schmelzen werden nun erste UHTCMC-Proben für die mechanische und thermische Charakterisierung hergestellt. Auf diesen Ergebnissen wird das Institut BT die weiterführenden Forschungsarbeiten aufbauen.

#### 2.2.5.1. Neue Bauweisen für Injektoren und Schubkammern

##### Konusinjektor in hybrider CMC oder 3D-ALM-Integralbauweise

###### a) Konusinjektor in Hybridbauweise

Im Rahmen der langjährigen Entwicklungen im Bereich der keramischen Raketentriebe am DLR (Vorhaben Keramische Brennkammerentwicklung), Projekte KSK (Keramische Schubkammer) und KERBEROS wurde frühzeitig ein in Funktion und Struktur angepasstes Injektor-Konzept entwickelt, das auf seine Funktionalität bei kryogenen transpirationsgekühlten Raketenschubkammern hin optimiert ist. Das sog. Konusinjektor-Konzept ist durch den gestapelten Aufbau ineinander liegender Trichterstrukturen gekennzeichnet, deren kegelmantelförmigen Trennwände auf einfache Weise ein alternierendes System wechselnder Treibstoffzufuhräume bildet, die von der Außenseite zu versorgen sind. Die entstehenden Konushohlräume können mit in Einspritzkanälen enthaltenen Drossелеlementen bestückt werden oder als offenes Spaltsystem an der Einspritzfläche dienen, wodurch eine designtechnisch flexible und variable Funktionskomponente entsteht. Zielsetzung hierbei ist eine für die vollständige Verbrennung wichtige, hinreichende Treibstoffaufbereitung unter tiefkalten Einspritzbedingungen ohne Vorwärmung der Treibstoffkomponenten selbst sowie die Möglichkeit einer steuerbaren Leistungsregelung. Letzteres kann entweder durch eine Spaltweitenregelung der offenen Injektionsspalte oder durch ein diskretes Zu- oder Abschalten einzelner Injektorkreise geschehen. Ende 2013 konnte die grundsätzliche Funktionalität in CMC-Metall-Hybridbauweise erstmals in zwei erfolgreichen Heißtests am P6.1-Prüfstand des DLR in Lampoldshausen demonstriert werden. Das Konzept wurde in der Folge in die Forschungsarbeiten zum Additive Layer Manufacturing (ALM) eingebunden, wo es im derzeit laufenden Projekt SeLEC weiterverfolgt wird. Die Entwicklung fokussiert sich insbesondere auf die Einsatzfähigkeit in wiederverwendbaren LOX/LCH<sub>4</sub>-Hauptbrennkammern, aber auch auf optimierte Gasgeneratoren und Vorbrennkammern.



Abbildung 117: Strukturprinzip des Konusinjektors (links), P6.1-Demonstrator INJEX01 (rechts)

###### b) Konusinjektor in 3D-SLM-Bauweise

Im derzeit unter Technik für Raumfahrtssysteme laufenden Entwicklungsprojekt SeLEC wird die Entwicklung des Konusinjektors fortgesetzt. Nach der bereits beschriebenen Vorentwicklung wurde nun zusätzlich das Potenzial der 3D-Druckmethodik zur Herstellung der metallischen Elemente implementiert. Auf der Basis des 3D-Drucksystems SLM Solutions 280 HL wurden bei WF aus Pulvern der Legierung Ti6Al4V Injektorelemente mit feinen, integrierten Kanalstrukturen zur Treibstoffeinspritzung in den Brennraum gedruckt. Mehrere Bauteile zur Darstellung der komplexen Verteilergeometrie für die Zufuhr der Treibstoffe in die Injektorkomponente konnten durch den 3D-Druck durch ein einziges Bauteil ersetzt werden. Erste Demonstratorbauteile dokumentieren das enorme Potenzial der 3D-Drucktechnologie für die Fertigung von komplexen Injektorköpfen und die damit verbundenen Designfreiheitsgrade. Das Institut BT wird diese Technologie im Zusammenspiel mit dem Institut WF in den nächsten Jahren konsequent weiterentwickeln.



Abbildung 118: SLM-Technologiedemonstrator für die Injektor-Element-Herstellung



Abbildung 119: Filigrane Anordnung von Injektions-Kanälen



## Scramjet-Injektortechnologien

Im EU-Projekt ATLAS II (FP7, 2010-2014) wurden Technologien für ein ziviles Transportflugzeug untersucht, das einen stationären Langzeitflug bei Mach 5-8 durchführen soll. Dabei wurde besonders das Antriebssystem, ein sog. Dual-Mode-Ramjet, betrachtet, der im Scram-Mode (d. h. bei Überschallverbrennung) eine deutlich höhere Effizienz gegenüber alternativen Antriebskonzepten aufweist. Der Fokus lag in der Entwicklung eines Einspritzsystems für die Scramjet-Brennkammer. Dabei treten weitaus höhere integrale Wärmelasten auf als bei einem Wiedereintrittskörper, da ein Stationärfly über mehrere Stunden andauert. Aus diesem Grund wurden keramisch-basierte Injektoren entworfen und für Tests in der französischen Anlage METHLYE bereitgestellt. Diese Anlage ist europaweit einmalig, da sie flugrelevante Bedingungen eines Scramjets simulieren kann.

Es wurden sowohl passive als auch aktive Varianten aus C/C-SiC-Material getestet, wie in Abbildung 120 ersichtlich ist. Passive Ausführungen weisen zwar lokale Oxidationseffekte auf, sind aber durchaus für Kurzzeitanwendungen wie Lenkflugkörper anwendbar. Aktiv transpirativgekühlte Bauweisen hingegen zeigen keine schädigenden Einwirkungen. Transpirativ gekühlte Komponenten haben damit das Potenzial für Langzeitanwendungen im Sinne eines Hyperschall-Flugzeugs mit deutlich erhöhter Lebensdauer.

Die Testkomponenten liefen im Betrieb nominell, sodass erstmalig die Machbarkeit keramischer Injektoren für derartige Anwendungen gezeigt werden konnte.

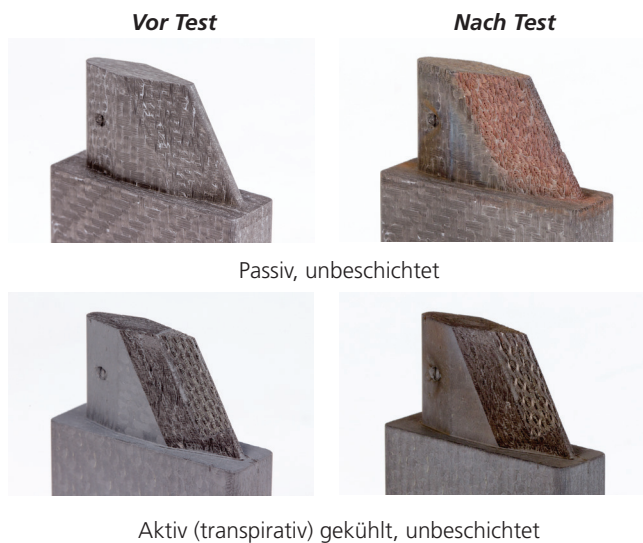


Abbildung 120: Keramische Strut-Injektoren für Dual-Mode-Ramjets, vor (links) und nach (rechts) Test

## Hyperboloid-Schubkammer

Als bedeutsames Ergebnis der bisherigen Entwicklungsarbeiten zur keramischen Hochleistungsraketenschubkammer konnte aus der Verbindung der aktiv gekühlten porösen CMC-Brennkammer mit dem neuen Konusinjektor-Prinzip ein neues Betriebsverfahren für Schubkammern abgeleitet werden, bei dem die komplette Brennkammerwand gleichzeitig die Funktion des Injektors übernimmt. Beim Gasgenerator für die Turbopumpe oder beim Pre-Burner eines gestuften Triebwerkszyklusses ist die Umsetzbarkeit naheliegend, da dort eine stark asymmetrische Treibstoffmischung zugunsten niedriger Heißgastemperaturen vorliegt und dadurch eine vergrößerte Injektorfläche in Form der Einbeziehung der Brennkammerwand

sinnvoll ist. Die damit einhergehende besondere Herausforderung der homogenen Verbrennung wird dadurch gelöst, dass man weg von der klassischen Unterschallbrennkammerkontur hin zu einer dualen Hyperboloid-Brennkammerkontur übergeht (Abbildung 121).

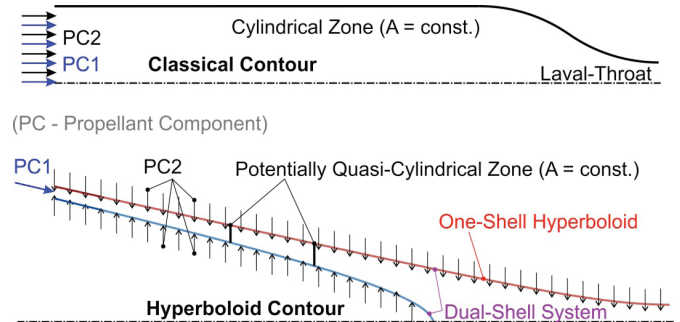


Abbildung 121: Klassische Brennkammerkontur (oben), duale Hyperboloid-Kontur (unten)

Diese eröffnet nach letzten Analysen nicht nur in diesen beiden Anwendungsfällen, sondern auch in der Hauptbrennkammer das Potenzial, in einem Kombi-Injektionskühlprinzip bei hocheffizienter Verbrennung innerhalb einer anfänglichen Ringbrennzonen gleichzeitig die Verluste, welche normalerweise durch die separierte Brennkammerkühlung zusätzlich entstehen, weitgehend zu eliminieren. Im Hinblick auf aktuelle, weltweit anzutreffende LOX/LCH<sub>4</sub>-Triebwerksentwicklungen (vgl. u. a. Prometheus-1000 kN-Unterstufe für Europas Next Generation Launcher, NGL) wird eine derartige Technologiebetrachtung unter internationalen Wettbewerbsbedingungen deshalb so interessant, da ein „injektionsgekühltes“-Triebwerk eine Effizienzsteigerung von mehreren Prozent verspricht.

## Turbopumpe

Im Einklang mit der Forderung nach wiederverwendbaren Unterstufen stellt sich parallel die Frage nach der Lebensdauererhöhung von Raketenturbopumpen. Das Institut BT verfolgt diesbezüglich eine neue faserverkeramische Gleitlagertechnologie mit dem Ziel, heute verwendete Kugellager, welche im Wesentlichen die Lebensdauer der Turbomaschine begrenzen, durch ein systemvereinfachendes und langlebigeres CMC-Gleitlager zu ersetzen. Das mit einer neuartigen und zum Patent angemeldeten Transpirationsschmierung arbeitende Faserkeramische Fluidlager (FKFL) wird vom Technologiemarketing des DLR im Rahmen des derzeit laufenden TM-Projekts FKFL unterstützt und in Zusammenarbeit mit dem Institut RA in Lampoldshausen und dem Institut für Strömungsmechanik und Strömungsmaschinen der Technischen Universität Kaiserslautern (TUK) entwickelt.

An einem Kleinprüfstand der TUK, wie in Abbildung 122 dargestellt, wurde an einem Lagerprototyp mit 28 mm Wellendurchmesser bei Drehzahlen bis 11000 U/min und verschiedenen Durchströmungsmedien (Wasser, Druckluft und CO<sub>2</sub>-Gas) ein tragender Radiallastbereich mit reiner Fluidschmierung nachgewiesen (siehe Abbildung 123). Das Potenzial für Raketenturbopumpen sowie Turbolader verspricht geringere Lagerreibung und somit höhere Effizienz bzw. Lebensdauer.

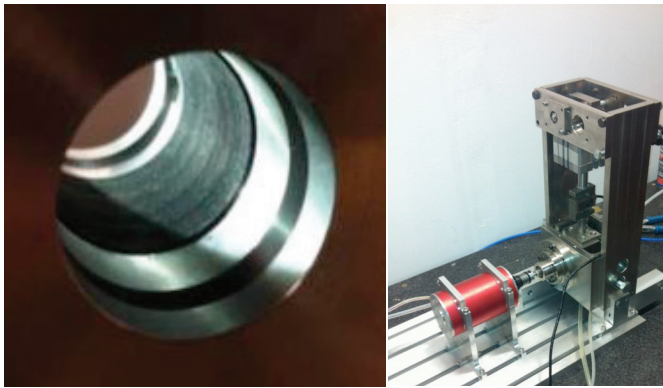


Abbildung 122: Lagerprototyp und Testanlage der TUK

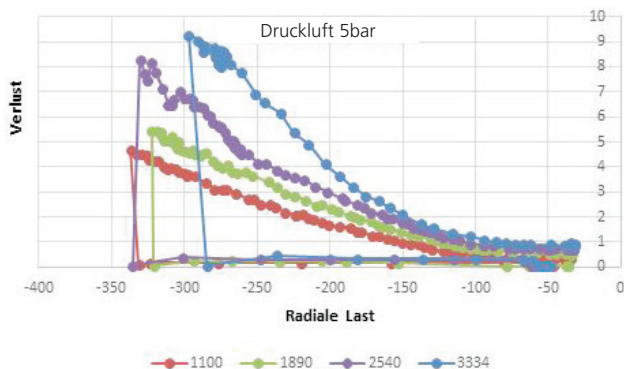


Abbildung 123: Gemessene Reibungsverluste bei einem Lagertest im reinen Fluidgleitbereich bis 100 N Radiallast

### 2.2.5.2. Expansionsdüse

Auch in der Raumfahrt wird der Ruf nach einer Gewichtsreduzierung bei gleichzeitiger Wiederverwendbarkeit der eingesetzten Strukturen immer lauter. So gelingt es durch die Substitution der bisher verwendeten metallischen Superlegierungen der Raketenantriebe nicht nur die Nutzlastkapazität zu steigern, sondern auch werkstofftechnische Optimierungen wie eine Erhöhung der Schadenstoleranz auszunutzen. Aus diesem Grund werden stetig neuartige C/C-SiC-Werkstoffe weiterentwickelt und Expansionsdüsen in ihrer Bauweise optimiert, wobei das Fertigungsverfahren effizienter gestaltet und die geforderten Materialeigenschaften besser ausgenutzt werden sollen.

Um diese Anforderungen zu erfüllen, wurden keramische Expansionsdüsen entwickelt, die besonders im Interfacebereich durch eine dünnwandige integrale Bauweise optimiert wurden. Diese Doppelschaligkeit ermöglicht eine effiziente Bauweise bei gleichzeitiger Gewichtsreduzierung. Die Erstellung der Expansionsdüsen wird via Nasswickeltechnologie auf Basis eines Multi-Angle-Lagenaufbaus mit über die Wandstärke reduzierten Wickelwinkeln generiert. Nach lastgerechtem Auslegen der Wickelwinkel und somit der Faserorientierung wird mittels der Wickelsoftware CADwind eine Simulation durchgeführt. Auf dieser Basis wird ein CFK-Grünkörper erstellt, welcher nach der Pyrolyse erneut infiltriert wird. Die durch den Schrumpf des Precursors entstandenen Rissstrukturen werden im nächsten Prozessschritt mit flüssigem Silizium infiltriert und anschließend mechanisch bearbeitet.

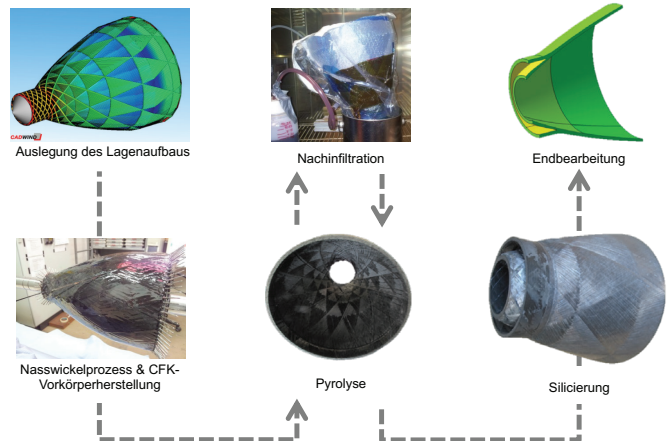


Abbildung 124: Herstellung nassgewickelter Expansionsdüsen mittels Flüssigsilizierverfahren (LSI)

Dies wurde im Projekt KERBEROS verifiziert und im Projekt ATEK weiterentwickelt, indem eine doppelschalige Expansionsdüse in hybrider Bauweise mit einer CFK-Düsenschürze erstellt wird. Dies ermöglicht im Vergleich zu bisherigen Düsenenerweiterungen eine Gewichtsreduzierung um 30 %, was sich in einer Steigerung der Nutzlastkapazität niederschlägt.

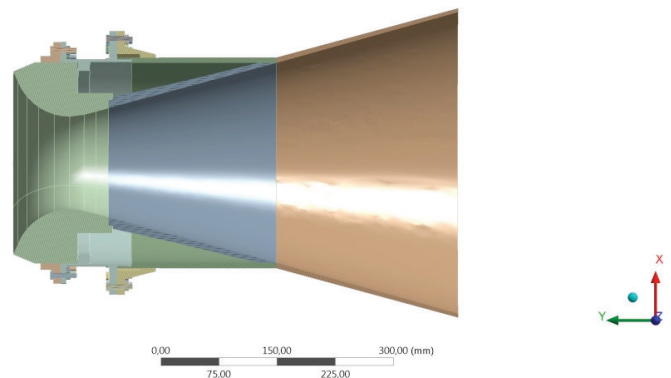


Abbildung 125: ATEK-Düsenbaugruppe mit einem hybriden Aufbau aus einer inneren C/C-SiC-Struktur und einer äußeren CFK-Düsenschürze

Aus vorherigen Projekten gewonnene Erkenntnisse können auch in ATEK implementiert und extrapoliert werden. Besonders hervorzuheben ist die Erkenntnis über das Schädigungsverhalten von C/C-SiC-Strukturen mit unterschiedlicher Faserorientierung (Abbildung 126). Diese basieren auf statischen und zyklischen Zugfestigkeitsuntersuchungen, welche mit akustischer Emissionstechnik (AE) korreliert wurden. Die daraus resultierenden Ergebnisse zeigen erste AE-Ereignisse bei einer Dehnung von 0,03-0,04 %. Dies entspricht einem 14-19-prozentigem Niveau der maximalen Zugfestigkeit.

Die Annahme besteht in einer Faser-Matrix-Ablösung, welche ein äußerst fein verzweigtes Rissmuster initiiert. Die aus den Diagrammen zu entnehmenden Energie-Peaks entstehen bei einem Versagen der Probe auf Mikroebene, wobei in diesem Fall davon auszugehen ist, dass die steiferen, innerhalb des Werkstoffs vorhandenen, SiSiC-Bereiche brechen.

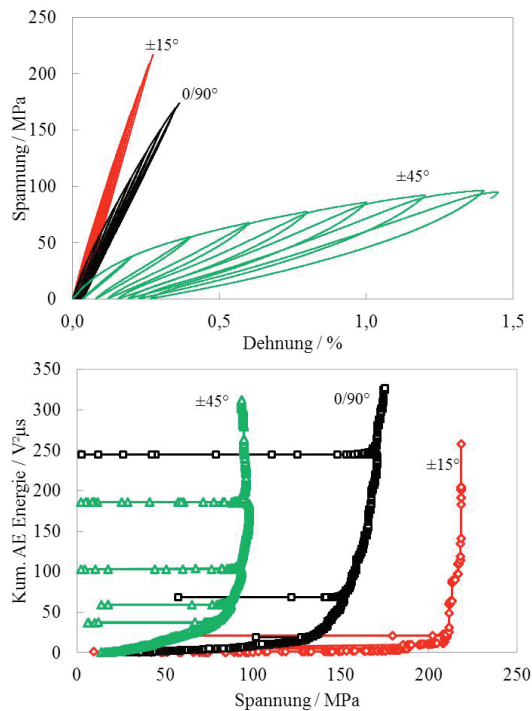


Abbildung 126: Repräsentative Spannungs-Dehnungsdiagramme der untersuchten Proben mit unterschiedlicher Faserorientierung (oben) sowie die resultierende kumulierte AE-Energie (unten)

Um die Fehlerfreiheit einer Düsenstruktur via Heißgastest bestätigen zu können, ist neben der Materialcharakterisierung eine Qualifikation der kompletten Düsenstruktur notwendig. In diesem Kontext muss vor allem auf die Verifikation der Gasdichtigkeit und der mechanischen Stabilität unter angenäherten Realbedingungen ein Hauptaugenmerk gelegt werden. Diese strukturelevanten Parameter wurden anhand eines Helium-Leckage-Versuchs erzeugt. Unter Initiierung einer axialen Last von 7 kN durch den Einbau des Bauteils zwischen zwei Stahlplatten, wird die auftretende Verformung der Struktur mittels drei in Strömungsrichtung axial versetzter Dehnungsmessstreifen aufgezeichnet (Abbildung 127).

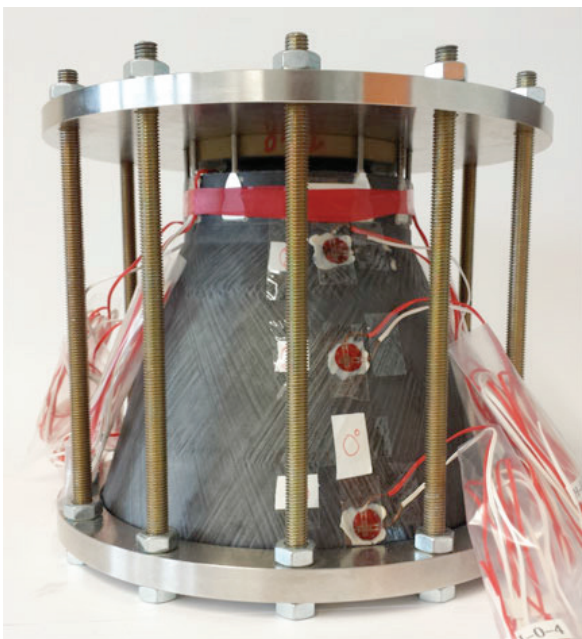


Abbildung 127: Einbau der Düsenenerweiterung in die Vorrichtung für den Helium-Leckage-Versuch

Darüber hinaus wird eine Korrelation zwischen den experimentellen Ergebnissen und einer FEM-Simulation erzeugt. Die Basis dieser Ergebnisse bildet ein aufgebrachter Absolutdruck von maximal 5,3 bar. Anhand der DMS-Messsignale wird der spezifische Mittelwert abhängig des zeitlichen Verlaufs von 60 s und der definierten Lastfälle bestimmt. Diese Messergebnisse können in die FEM-Simulation implementiert werden. Dabei wurde die Realkontur in Wickellagen aufgeteilt und ein Schalenmodell mit einzelnen unidirektionalen Lagen generiert. Die elastischen Eigenschaften des simulierten Lagenaufbaus wurden mithilfe der inversiven Laminattheorie berechnet.

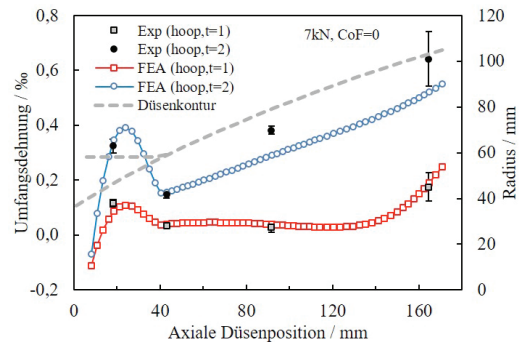


Abbildung 128: Vergleich mittels FEM-Simulation berechneter Ergebnisse mit den experimentellen DMS-Ergebnissen für beide Lastfälle

In Abbildung 128 veranschaulicht, kann eine Übereinstimmung experimenteller und simulatorischer Ergebnisse aufgezeigt werden. Während der erste Lastfall präzise dargestellt werden kann, ist die Berechnung des zweiten Lastfalls mittels FEM etwas zu konservativ. Auffällig gestaltet sich dabei, dass die höchste Umfangsdehnung (Zugbelastung) am Düsenaustritt gemessen wurde. Dies lässt sich durch die Spannungs Zunahme unter Innendruck bei steigender Divergenz der Düsenkontur erklären (Abbildung 129).

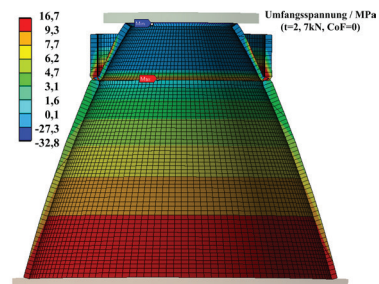


Abbildung 129: Graphische Darstellung der über FEM-Simulation berechneten Spannungen während des Innendruckversuchs

Die auf ihre Funktionalität geprüfte und über FEM berechnete Düsenenerweiterung wurde im Kerberos-Projekt im Rahmen der gleichnamigen Brennkammerkampagne einem Heißgastest unterzogen. Dabei wurde die keramische Düsenenerweiterung mit einer kumulierten Versuchszeit von 40 s beaufschlagt, wobei sie in diesem Zeitfenster einer dauerhaften Wasserstoff/Sauerstoff-Verbrennung ausgesetzt war. Da dies der erstmalige Heißgastest einer keramischen Düsenenerweiterung war, konnte gerade in Bezug auf die Implementierung der Sensorik das Verhalten einer keramischen Düsenenerweiterung unter Heißgasbedingungen und deren Instrumentalisierung ein enormer wissenschaftlicher Zugewinn erreicht werden.



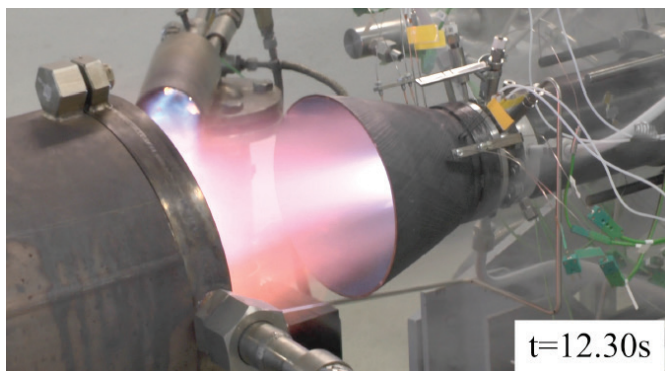


Abbildung 130: Aufnahmen der Düsenenerweiterung während des Heißgastests

Die Aufzeichnung der Thermoelemente ergab eine maximale Temperatur von 300-400 °C. Obwohl diese Temperatur für eine keramische Düsenenerweiterung recht niedrig erscheint, kann daraus ein wertvoller Erkenntnisgewinn gezogen werden. Die transpirative Kühlung des metallischen Düsenhalses innerhalb des Komplettsystems führte zu einer Kühlung der keramischen Düsenenerweiterung, was diese in Relation gesehenen, niedrigen Temperaturen erklärt. Dies führt im weiteren Verlauf zu einer neuen Versuchskampagne am P8-Heißgasprüfstand. In diesem Zusammenhang wird zum einen die Funktionalität verschiedener Materialien für Düsenstrukturen getestet, und zum anderen wird über die Ablösung der Strömung und die Reduzierung des Kühlfilms die keramische Düsenenerweiterung auf ihre Maximalbelastung getestet.

### 2.2.5.3. Orbitaltriebwerk

Im Rahmen der Zusammenarbeit mit Airbus Safran Launchers im Propulsion 2020 Programm untersucht das Institut im Bereich der Orbitaltriebwerke den Ersatz von Refraktär-Metallen durch keramische und hybride Strukturen. Dabei wird auch der Wechsel von giftigen und hydrazinbasierten Mono- und Bipropellants zu einer Ammoniumdinitramid-Treibstoffkombination (ADN) untersucht. Diese Treibstoffkombination aus Ammoniumdinitramid, Wasser und Ethanol ist ähnlich performant wie eine reine Hydrazin- bzw. Hydrazin-plus-Oxidator-Variante. Die Bestrebung ist, ein ITAR-freies Triebwerk mit potenziellem Einsatz von keramischem Material zu konzipieren. Da die Einsatztemperaturen im Bereich von 1500 °C liegen und ein Orbitaltriebwerk in der Regel radiativ gekühlt ist, ergeben sich sehr hohe Anforderungen an die Werkstoffe und an die Konstruktion.

Das Institut BT hat in den letzten Jahren Lösungen für wesentliche technische Herausforderungen für faserverstärkte Brennkammern und Expansionsdüsen wie Dichtigkeit, Delaminationsfreiheit, Fertigungsverfahren, Qualitätssicherung usw. entwickelt. Darauf aufbauend entwickelt das Institut BT neue Brennkammerstrukturkonzepte für den ADN-Betrieb auf der Basis faserverstärkter C/C-SiC-Keramik. Wesentliche Ziele dabei sind die Verbesserungen im Bereich von Anbindung, Dichtigkeit und Fertigung. Um vor allem den hohen thermischen und mechanischen Belastungen im Düsenhals gerecht zu werden, hat das Institut BT ein Strukturkonzept entwickelt, das durch In-situ-Fügen der C-Grünkörper in der Silizierstufe eine integrale Bauweise aus Flansch, gewickelter C/C-SiC-Brennkammerwand und einem geschichteten Düsenhals mit angepasster Faser-Matrix-Kombination ermöglicht. Ein Prototyp einer derart gefügten Struktur ist in Abbildung 131 links zu sehen. Es wurden Zugversuche bei erhöhten Temperaturen mit Rohrflansch und verschiedenen

Zapfenverbindungen durchgeführt. Es konnte bei allen getesteten Anbindungsvarianten die erforderliche mechanische Last ohne Versagen aufgebracht werden. Die Lasten entsprachen dem stationären Betriebspunkt mit einer adiabaten Flammtemperatur von 1500 °C und einem Brennkammerdruck von 10 bar. (Abbildung 131 rechts).

Aufgrund der ersten vielversprechenden Ergebnisse werden die begonnenen Forschungsarbeiten zu leichten und kostengünstigen Orbitaltriebwerken im Rahmen interner Vorhaben und dem landesfinanzierten Projekt IRAS (Integrated Research Platform for Affordable Satellites) weitergeführt.

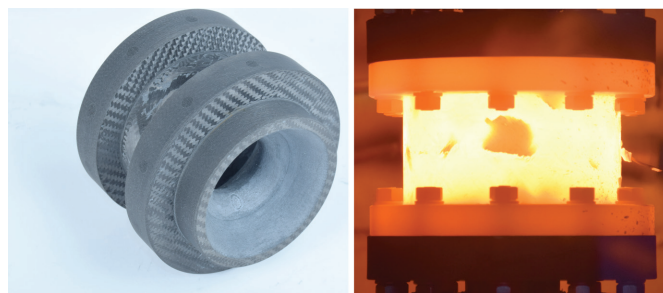


Abbildung 131: C/C-SiC-Fertigungsprototyp (links); thermisch belastete Zugprobe, C/C-SiC-Rohrflansch (rechts)

## 2.2.6. Wirtschaftliche Strukturen für Satelliten

Der Forschungsbereich Satellitenstrukturen hat sich in den letzten zwei Jahren aus dem Dialog mit den Raumfahrtfirmen des Landes Baden-Württemberg entwickelt. Ausgangspunkt ist der enorme Kostendruck, der durch neue Satellitenarchitekturen der sogenannten Konstellationen und deren Fertigungsverfahren entsteht. Die hiesige Industrie sieht sich durch neu entstehende Firmen wie OneWeb massiv in ihrer Wettbewerbsfähigkeit gefährdet. Im Rahmen des durch das Land Baden-Württemberg geförderten Projekts IRAS (Integrated Research Platform für Affordable Satellites) baute BT zusammen mit der Universität Stuttgart und dem Fraunhofer-Institut für Produktionstechnik und Automatisierung das Forschungsfeld der wirtschaftlichen Satellitenarchitekturen und -strukturen auf. In den nachfolgenden Kapitel sind die Ergebnisse der Arbeiten im Berichtszeitraum dargestellt. Im Rahmen von IRAS werden die Arbeiten in den nächsten Jahren in Bezug auf das Thema 3D-gedruckte Strukturen und Bauweisen in Zusammenarbeit mit der ESA ausgebaut.

### 2.2.6.1. Ausdehnungsarme keramische Strukturen

Wegen des sehr geringen bis leicht negativen Wärmeausdehnungskoeffizienten (WAK) der C-Faser in axialer Richtung und des relativ hohen WAK der SiC-Matrix kann der WAK von C/C-SiC-Verbundwerkstoffen über die Faserarchitektur und den Faser- bzw. Matrixanteil im Werkstoff maßgeschneidert werden. In der Vergangenheit ermöglichte dies unter anderem die erfolgreiche Entwicklung und Herstellung von C/C-SiC-Teleskoprohren ( $WAK = 0 \pm 0,1 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$  bei  $T = -50$  bis  $+70$  °C) sowie deren Einsatz auf den Satelliten TerraSAR-X und N-Fire. Durch die Entwicklung von C/C-SiC-Sandwichstrukturen mit C/C-SiC-Kernen werden Strukturen möglich, die sich durch niedrige WAK nicht nur in der Ebenenrichtung, d. h. parallel zu der Faserverstärkung, sondern auch in Dickenrichtung auszeichnen (siehe folgenden Abschnitt).

### 2.2.6.2. Sandwichstrukturen

Die Sandwichbauweise ist ein weitverbreitetes Konstruktionsprinzip und ermöglicht Leichtbaustrukturen mit hohen Biege- und Beulsteifigkeiten.

Ziel der Arbeiten ist die Entwicklung hochsteifer, ausdehnungsarmer C/C-SiC-Sandwichbauteile für Satellitenstrukturen. Der Einsatz des am DLR entwickelten Flüssigsilizierungsverfahrens (LSI), das sich durch kostengünstige Ausgangswerkstoffe und kurze Prozesszeiten auszeichnet, soll dabei eine wirtschaftliche Fertigung auch großflächiger, komplex geformter Strukturen sicherstellen. Die Schwerpunkte der Forschungsarbeiten liegen in der Entwicklung von dünnwandigen C/C-SiC-Werkstoffen und hochporösen Strukturen für druck- und schubfeste Kerne mit geringem Raumgewicht sowie in der Entwicklung geeigneter Fertigungstechniken für die sichere und reproduzierbare Fügung von Deckhäuten und Kernen.

Für die Herstellung von Biegeproben in Sandwichbauweise wurden CFK-Deckhäute und -Kernstrukturen über Autoklav- und Warmpresstechnik gefertigt, pyrolysiert und mittels einer polymeren Fügepaste zu einer C/C-Sandwichstruktur verbunden. Die eigentliche, keramische Fügung der Deckhäute mit dem Kern erfolgte in situ, d. h. während der anschließenden Silizierung der C/C-Struktur. Vielversprechendes Kernergebnis dieser Forschungsarbeiten ist, dass C/C-SiC-Werkstoffe aus lediglich einer einzigen Lage C-Fasergewebe herstellbar sind und dadurch sehr dünnwandige ( $d \approx 0,3 \text{ mm}$ ) Kernstrukturen ermöglichen.

Als Kernstrukturen wurden bisher Falt-, Gitter- und Wabenkerne („Honeycomb“) hergestellt und im Sandwichverbund getestet. CFK-Faltwabenkerne wurden in enger Kooperation mit der Universität Stuttgart, Institut für Flugzeugbau, entwickelt und werden durch Umformung eines Prepregzuschnitts hergestellt (Abbildung 132 oben). Gitterkerne basieren auf dünnwandigen CFK-Platten, aus denen mittels Laserstrahl geschlitzte Streifen geschnitten und anschließend zu einer Gitterstruktur gefügt werden (Abbildung 132 unten). Für die Herstellung von Wabenkernen wurden zwei unterschiedliche Verfahren entwickelt. Die Kerne wurden dabei entweder durch Fügen von separat gepressten und pyrolysierten, gewellten Plattenstrukturen aufgebaut, ähnlich wie bei herkömmlichen Wabenkernen aus Metall oder Papier, oder endkonturnah in einem einzigen Fertigungsschritt gepresst. Ein neu entwickeltes Dip-Coat-Verfahren für das Auftragen der Fügepaste ermöglichte eine reproduzierbare und homogene Fügung selbst bei den filigranen Gitterkernen (Abbildung 133). In Biegetests mit Sandwichproben ( $300 \times 50 \times 15 \text{ mm}^3$ ) und -strukturen ( $5800 \times 100 \times 70 \text{ mm}^3$ ) bestätigten sich die strukturellen Vorteile der Sandwichbauweise. Im Vergleich zu einer massiven C/C-SiC-Platte mit gleichem Flächengewicht wurden, wie erwartet, deutlich höhere Biegesteifigkeiten und -momente erreicht (Abbildung 134 und 135).

Hochtemperaturversuche in Schutzgasatmosphäre bei  $T_{\text{max.}} = 1200 \text{ }^\circ\text{C}$  und einseitiger Erwärmung zeigten, dass der Wärmetransport zwischen den Deckhäuten überwiegend durch Strahlung erfolgt und dadurch bei höheren Temperaturen eine gleichmäßige Temperaturverteilung in der Struktur erzielt werden kann (Abbildung 136). Wegen der geringen Temperaturgradienten können innere Spannungen und Verformungen selbst bei großvolumigen Strukturen verhindert werden, was insbesondere für Steuerklappen von wiederverwendbaren Raumfahrzeugen von Vorteil ist. Die

Proben selbst zeigten nach den Versuchen keinerlei Schäden und es konnten weder ein Verzug der Strukturen noch Delaminationen in den Fügungen beobachtet werden. Weitere Versuche an Sandwichstrukturen mit isolierten sowie durchströmten Kernbereichen sind geplant, um deren Einsatzmöglichkeiten in Thermalschutzsystemen oder gekühlten Strukturen zu klären.

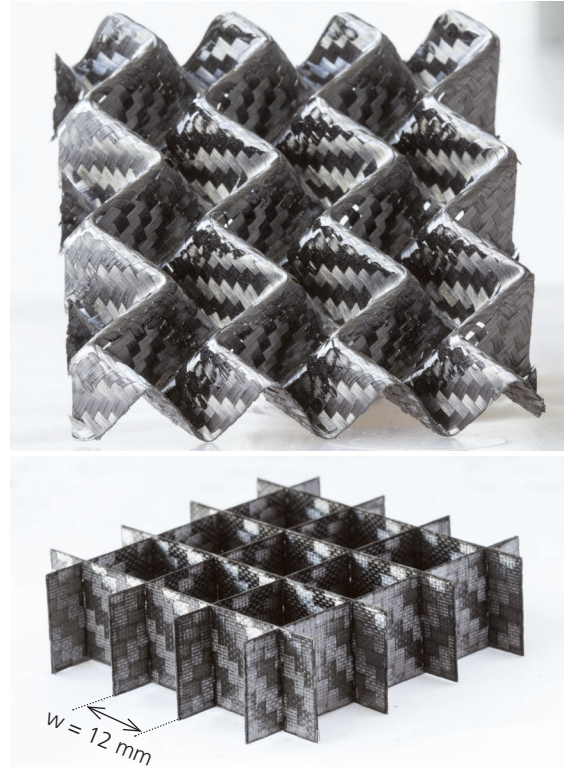


Abbildung 132: C/C-Kernstrukturen (ca.  $50 \times 50 \times 13 \text{ mm}^3$ ) zur Herstellung von C/C-SiC-Sandwichbauteilen. Oben: Faltkern, unten: Gitterkern

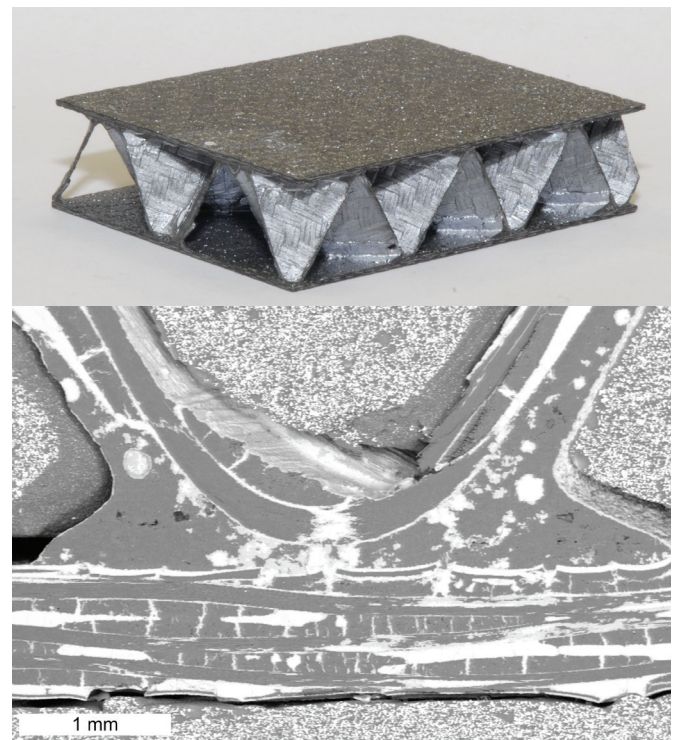


Abbildung 133: C/C-SiC-Sandwichstruktur mit Faltkern (oben) und REM-Bild der Fügestelle zwischen Deckhaut und Kern (unten)



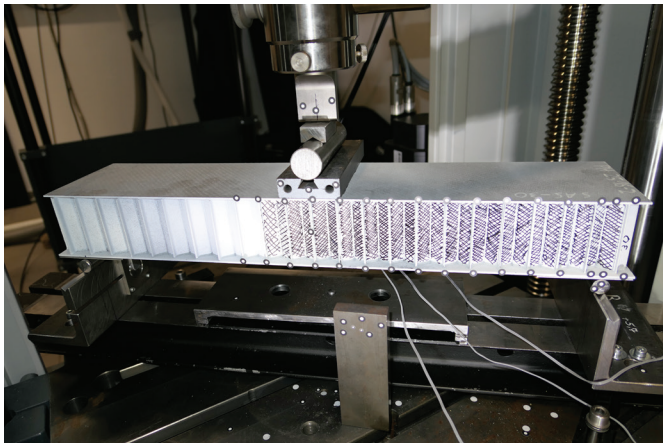


Abbildung 134: Biegeversuch an einer Sandwichstruktur (590 x 120 x 70 mm<sup>3</sup>)

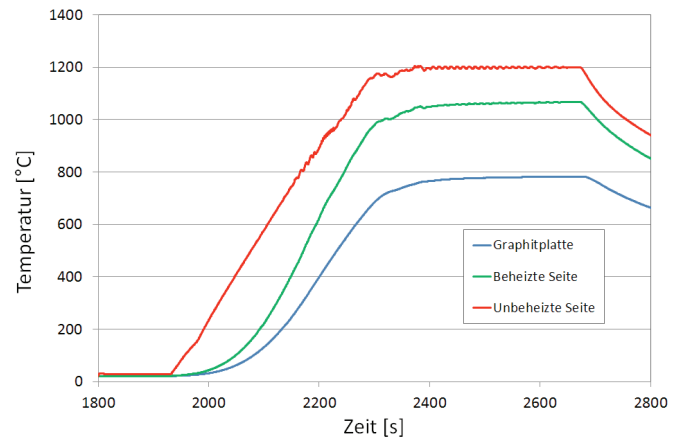


Abbildung 136: Hochtemperaturtest einer C/C-SiC-Sandwichplatte

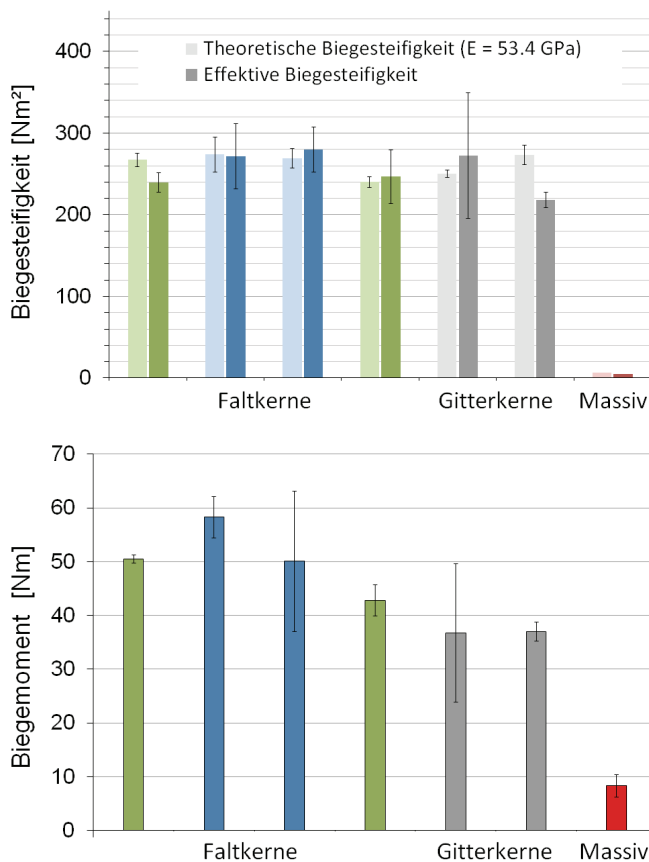


Abbildung 135: Maximale Biegesteifigkeiten und Biegemomente von C/C-SiC-Sandwichproben mit Falt- und Gitterkernen im Vergleich zu massiven C/C-SiC-Platten mit gleichem Flächengewicht

### 3D-Verfahren zur Herstellung keramischer Preforms

Additive Verfahren (3D-Druck) wurden ursprünglich zur effizienten Herstellung von Mustern und Prototypen entwickelt und bieten besondere Einsatzpotenziale, die mittlerweile auch für die Kleinserienproduktion hochinteressant sind. Im Bereich der keramischen Komponenten ist der Einsatz additiver Verfahren bislang nicht weit verbreitet. Ein Grund dafür ist unter anderem die eingeschränkte Verfügbarkeit der notwendigen Fertigungsanlagen und entsprechender kompatiblen Ausgangsstoffe. Zudem führen die notwendigen thermischen Konsolidierungsprozesse in der Regel zu hoher Schwindung und Rissbildung.

Auf der Basis der sehr guten Erfahrungen der letzten vier Jahre mit thermoplastischen Extrusionsverfahren zur Herstellung von keramischen Preforms wurde am Institut BT begonnen, den neuen Forschungsschwerpunkt des 3D-Druckens von Kohlenstoff (C)-, Silizium (Si)- und Siliziumkarbid (SiC)-haltigen Keramikpreforms aufzubauen. Ziel der Forschungsarbeiten ist die Entwicklung einer Multimaterial-Drucktechnik für kohlenstoff- oder siliziumhaltige SiC-Keramiken mittels FFF (Fused Filament Fabrication) und DIW (Direct Ink Writing), bei der die Eigenschaften der entstehenden Keramik durch gezielte, lokale Ablage unterschiedlich zusammengesetzter Rohstoffe anwendungsgerecht innerhalb eines Bauteiles variiert werden können. Erste Keramisierungsversuche in Kooperation mit der Universität Padua (Prof. Paolo Colombo), die 3D-gedruckte pyrolysierte Preforms auf der Basis von unverstärkten Polysiloxanen zur Verfügung stellten, zeigen das Potenzial dieser Technologie (Abbildung 137).



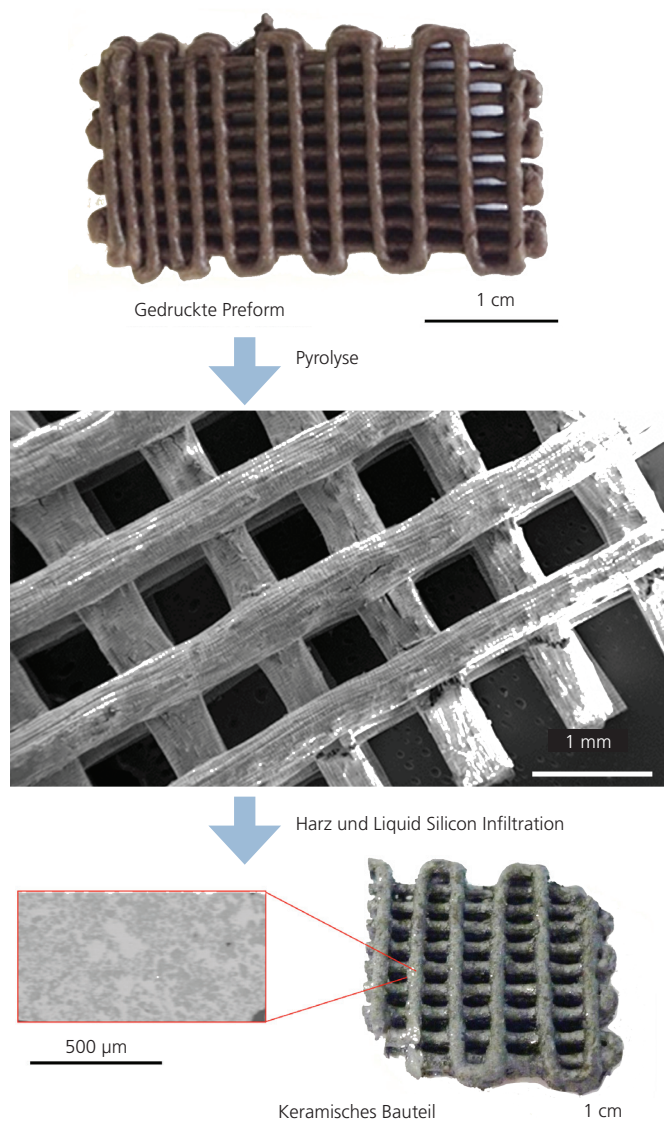


Abbildung 137: DIW: Eine Paste mit geeigneter Rheologie wird für das 3D-Druck-Verfahren verwendet. Gedruckt wurde eine Preform, die anschließend zu einem SiSiC-Bauteil konvertiert wurde, mit einer Zusammensetzung aus: 50-55 % SiC, 42-48 % Si, 1-2 % C und geringer Porosität (Preform: Prof. Colombo, Universität Padua)

BT hat im Jahre 2017 in einen 3D-Druckzentrum zur eigenen Herstellung verstärkter und unverstärkter Preforms auf der Basis der im Institut entwickelten Preformmaterialien investiert. Damit steht mit Pulveraufbereitung, Compoundierung, Filamentherstellung und Filament-3D-Druck die gesamte Prozesskette zur generativen Fertigung keramischer Preforms zur Verfügung.

## 2.3. Produktionstechnologie für den Hochleistungsleichtbau für die Luft- und Raumfahrt

Aufgrund höherer Stückzahlen, neuer Möglichkeiten der Automatisierung und allgemein wegen eines immensen Kostendrucks ist die Produktionstechnologie ein entscheidendes Innovationsfeld geworden, um den Herausforderungen für Hochleistungsstrukturen zu begegnen. Moderne und künftige Produktionssysteme nutzen und initiieren Fortschritte in den Bereichen Robotik, Mechatronik, Datenmanagement und -analyse sowie der Vernetzung und Verkettung der einzelnen Prozessschritte zu einer integrierten Produktion. Um eine integrierte, flexible Produktion für Leichtbaustrukturen insbesondere der Luft- und Raumfahrt zu erreichen, forscht und arbeitet das Institut BT schwerpunktmäßig am ZLP Augsburg auf den Gebieten der Komponentenproduktion, Montage- und Fügetechnologien, der produktionsintegrierten Qualitätssicherung sowie der Entwicklung flexibler Automationssysteme. Leitkonzept ist hier die sogenannte Lean Production. Hier werden die Prozesse, die nicht zur Wertschöpfung beitragen, eingespart oder zumindest minimiert. Gleichzeitig wird ein kontinuierlicher Verbesserungsprozess implementiert, der die jeweiligen technologischen Fortschritte fortwährend für die weitere Optimierung nutzt. Technologische Handlungsfelder hierfür sind u. a. die produktionsintegrierte Qualitätssicherung, die allein bis zu 30 % der Herstellkosten auf Komponentenebene einsparen kann. Die Mensch-Maschine-Kollaboration, Digitalisierung und ein produktionsgerechtes Design sind weitere Handlungsfelder, um die Kosten in der Produktion drastisch zu senken und gleichzeitig die Qualität und Flexibilität zu steigern.

Das ZLP in Augsburg entwickelt so Konzepte für die „Factory of the Future“, die nicht nur die Bauteilproduktion, sondern auch die Integration systemischer Funktionen in Leichtbaustrukturen und die Systeminstallation beinhalten. Die mechatronischen Handhabungssysteme, Steuerungskonzepte und Sensorintegration werden zu diesem Zweck selbst entwickelt und validiert. Den Abschluss einer Produktionstechnologieentwicklung bildet in der Regel eine Validation in Zusammenarbeit mit industriellen Partnern anhand eines oder mehrerer Full-Scale-Bauteile.

Als Strukturtechnologien werden dabei sowohl Faserverbundkunststoffe als auch Faser-Metall-Laminate, Metalle und Hybrid- bzw. Mischbauweisen betrachtet. Das ZLP ergänzt das Forschungsportfolio von BT damit durch die Technologie der automatisierten Produktion von Leichtbaustrukturen um eine durchgängige automatisierte Prozesskette bis zur vollen Industrialisierungsreife „echnology Readiness Level (TRL) 6“ im Full-Scale-Maßstab.

### 2.3.1. Grundlagen der roboterbasierten Produktionstechnologie

#### Digitale Werkzeuge/Industrie 4.0

In den letzten Jahren hat das Thema der Digitalisierung der Produktion maßgeblich an Bedeutung gewonnen. Speziell die Initiative „Industrie 4.0“ erfordert eine stärkere Verwebung von Produktionsengineering mit der eigentlichen Prozessdurchführung. Hierdurch wird die Flexibilität von Produktionsanlagen und -prozessen erhöht, was wiederum zu einer erhöhten Wirtschaftlichkeit der Anlagen führt. So sind auch geringe Stückzahlen mit vielfältigen kunden-

seitigen Anpassungsmöglichkeiten effektiv realisierbar. Einen zentralen Aspekt stellt dabei die digitale Prozesskette dar. Klassische Off-Line-Programmierungslösungen (OLP) erlauben eine Verlagerung des Teichaufwands von Roboterprogrammen von der Anlage in ein CAD-gestütztes System. Leider fehlt in diesen Werkzeugen oft der Prozesskontext, und damit bieten sie so nur grundlegende Unterstützungsmöglichkeiten.

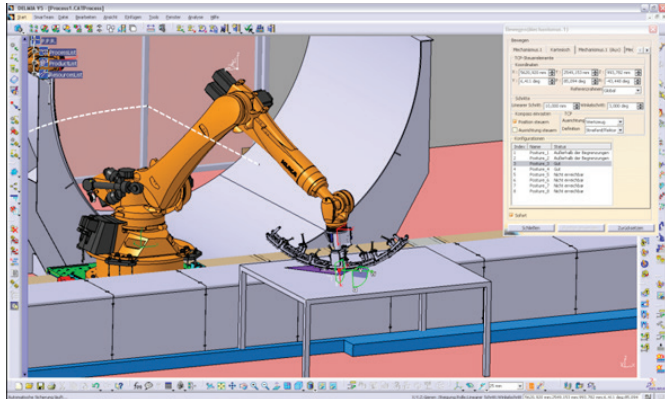


Abbildung 138: Klassische Offline-Programmierungsumgebung (DELMIA)

Durch aktuelle Entwicklungen am ZLP wird jedoch ein deutlich höherer Unterstützungsgrad ermöglicht. Die am ZLP Augsburg entwickelten, direkt ineinandergreifenden digitalen Werkzeugketten (siehe Abbildung 139) und Tools erlauben, Routineaufgaben vollständig zu automatisieren, wie beispielsweise die Erzeugung von Greif- und Ablagepunkten aus CAD-Modellen oder die Planung von kollisionsfreien Roboterbahnen zwischen Prozesspunkten. Im Kontext der Fertigung von Leichtbaustrukturen automatisiert dies die Erstellung von Herstellungsprogrammen. Dadurch kann schneller – ohne manuellen Eingriff – auf Kundenwünsche oder Bauteilanpassungen reagiert werden.

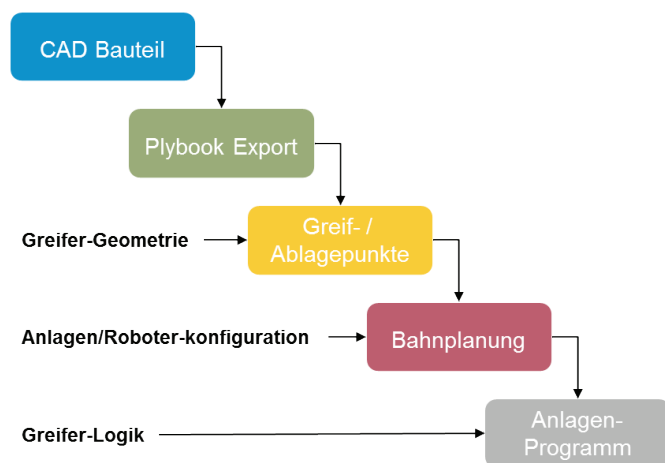


Abbildung 139: Schematische Darstellung der entwickelten Toolkette

Die erste Herausforderung der digitalen, modularen Prozesskette ist die Definition einer offenen Schnittstellen zum Datenaustausch. Da aber gleichzeitig das Bauteilengineering in kommerziellen Werkzeugen (z. B. Dassault Systems CATIA) durchgeführt wird, wurde ein offenes weiterverarbeitbares Format entwickelt. Im Kontext von Layup-Anwendungen für CFK bedeutet das konkret, dass neben der Legereihenfolge auch die Information der abgelegten 3D-Lagen und der „geflatteten“ 2D-Lagen in Beziehung gesetzt werden müssen.

Im Rahmen der Forschungsarbeiten wurde ein Werkzeug entwickelt, das den Export dieser Informationen direkt aus der CAD-Umgebung ermöglicht (siehe Abbildung 140) .

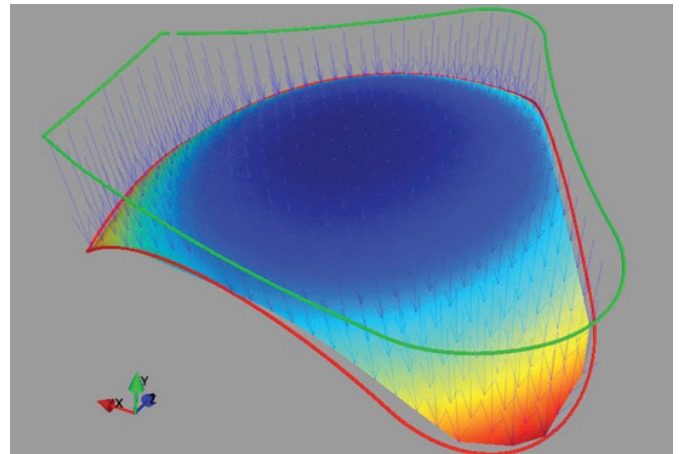


Abbildung 140: Visualisierung der CAD-Informationen für einzelnen Zuschnitt

Auf dieser Basis wurde ein Modul der digitalen Prozesskette entwickelt, das zusammen mit der Greifergeometrie, deren Wirkpunkten und den prozesstechnischen Rahmenbedingungen die optimalen Greif- und Ablageposen für die jeweiligen abzulegenden Zuschnitte automatisiert berechnet. Hierbei kann der Nutzer jedoch noch zusätzliche Anpassungen vornehmen, falls die entwickelten Heuristiken zu einem nichtoptimalen Ergebnis führen.

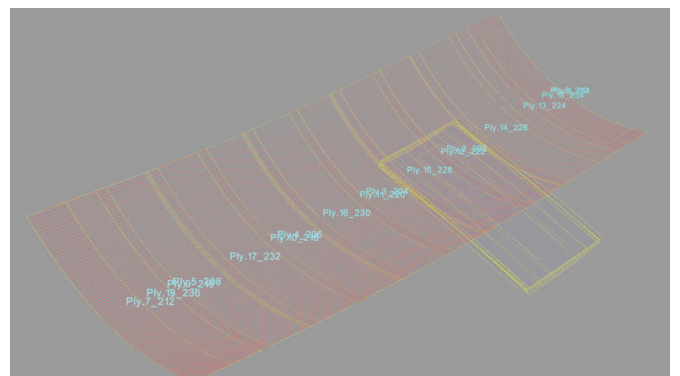


Abbildung 141: Visualisierung des kompletten Plybooks

Nachdem die Greifpunkte berechnet sind, werden diese an ein weiteres Werkzeug der Prozesskette zur automatischen Pfadplanung weitergegeben. Die konkrete Anlagenkonfiguration, d. h. Standorte von Robotern, Formwerkzeugen, Referenzkoordinatensysteme und Aufnahmevorrichtungen, wird dabei zur Planung herangezogen und ermöglicht so die automatische Erstellung von kollisionsfreien, optimalen Robotertrajektorien ohne manuellen Eingriff oder Teichaufwand (siehe Abbildung 142).

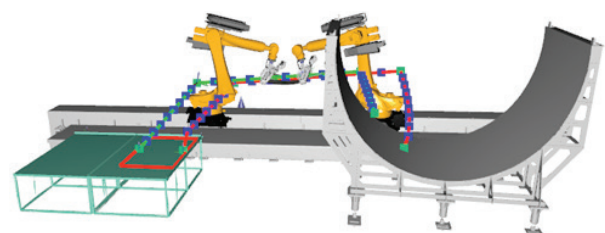


Abbildung 142: Kollisionsfreie Planung von Robotertrajektorien



Die bisherigen erzeugten Informationen münden anschließend in einem Anlagenprogramm. Hierfür wurde ein erweiterbares, aufgabenorientiertes Beschreibungsformat (JDF) entwickelt, das alle notwendigen Daten, Informationen und Befehle zum vollständigen Ablageprozess auf einer spezifischen Anlage enthält. Speziell bei Legeprozessen stellt aber auch die Bereitstellung der unterschiedlich konturierten Zuschnitte eine besondere Herausforderung dar. Die große Varianz an Geometrien der Zuschnitte kann nicht mit mechanischen Anschlägen effizient abgedeckt werden. Zu diesem Zweck wurde zusätzlich ein kameragestütztes Regelungssystem entwickelt, das die mit der Aufnahme-position verbundenen Daten überprüft und bei Abweichung im Prozess direkt anpasst. Hierdurch wird es möglich, dass Werker Zuschnitte nur noch grob bereitstellen müssen und sich nicht um die exakte Lage der Zuschnitte auf der Bereitstellungsvorrichtung kümmern müssen. Fehler bei der Bereitstellung von Zuschnitten werden damit vermieden, die Bauteilqualität gesteigert.

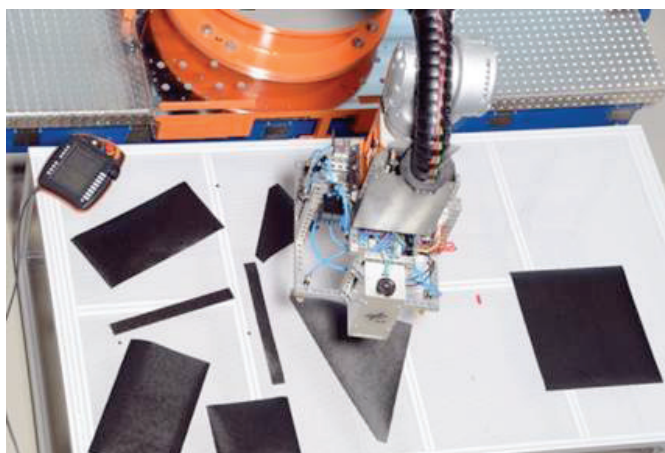


Abbildung 143: Automatische Detektion von Zuschnitten

Mittlerweile werden jedoch die Prozessketten in der Herstellung von Leichtbaustrukturkomponenten immer komplexer und stärker vernetzt. Daher ist es notwendig, nicht mehr in Prozessketten, sondern in Prozessnetzwerken zu denken. Durch eine höhere Modularisierung und die damit verbundene einfachere Rekombination von Teilprozessen kann dieser Entwicklung begegnet werden. In diesem Kontext wird ein Prozessleitsystem entwickelt, das die komplexen Prozessanforderungen mit neuesten IT-Entwicklungen – vor allem neuartige Machine-to-Machine-Kommunikationsmethoden – kombiniert und hierdurch die schnelle Gestaltung von neuen oder neu orchestrierten Prozessketten ermöglicht.

### Flexible Automation

Neben der Entwicklung von Softwareplattformen für Produktionssysteme spielt auch die konsequente Weiterentwicklung von Hardwareplattformen eine zentrale Rolle, um den Anforderungen an gesteigerte Flexibilität gerecht zu werden. Softwareplattformen treffen Annahmen über beispielsweise die Positioniergenauigkeit von Robotern. Diese Annahmen müssen von der Produktionsplattform garantiert werden.



Abbildung 144: Multifunktionale Zelle als zentrale Produktionsplattform

Zu diesem Zweck wurden eine lasergestützte Führung von Robotertrajektorien und entsprechende Kalibrationsmethoden für Roboterbahnen entwickelt. Die erreichbaren Bahn- und Positioniergenauigkeit konnten damit maßgeblich (auf bis zu  $\pm 0,2$  mm) gesteigert und damit garantiert werden, dass ein Prozess auch an dem vom Ingenieur gewünschten Ort ausgeführt wird (siehe Abbildung 145).

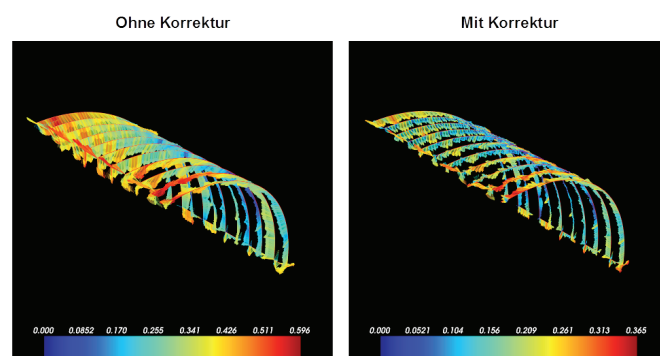


Abbildung 145: Gesteigerte Bahngenauigkeit durch lasergestützte Bahnführung

Ein weiteres Beispiel für anlagenseitige Garantien ist die modellgestützte Kompensation von Deformationen und Schwingungen. Zusammen mit dem Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik (SR) wurde hierzu ein Modell erarbeitet, das ermöglicht, statische Deformationen des Robotersystems hervorzusagen und zu kompensieren (siehe Abbildung 146). Gleichzeitig wurde ein Vorsteuerungsalgorithmus entwickelt, der die auftretenden Schwingungen bei hohen Beschleunigungen der Portalsysteme minimiert. Beide Entwicklungen zusammen ermöglichen eine höhere Dynamik der Anlage, ohne auf Genauigkeit zu verzichten.

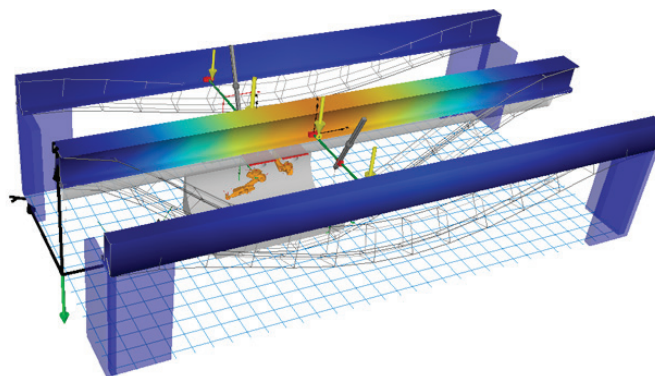


Abbildung 146: Deformationsmodell der multifunktionalen Zelle



Durch den häufigen Wechsel an hergestellten Produkten in flexiblen Produktionsumgebungen erhöht sich der Einrichtaufwand der jeweiligen Prozesse. Um diesem Trend entgegenzuwirken, wurde ein lasergestütztes System zur automatischen Referenzierung von Bauteilkoordinatensystemen (LaserLAB der Wiest AG) integriert (siehe Abbildung 147). Hierbei kann innerhalb enger Toleranzen ( $\pm 0,1$  mm) das Basiskoordinatensystem des Bauteils bestimmt werden und damit das bereits vorliegende Programm (aus der oben beschriebenen modularen digitalen Prozesskette) unverändert verwendet werden.

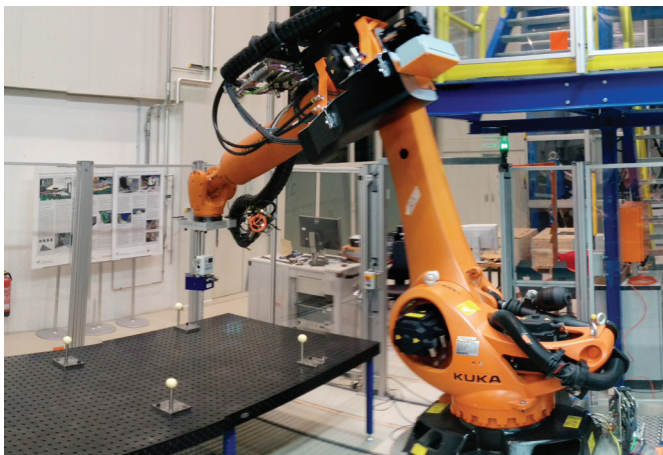


Abbildung 147: Versuchsaufbau zur automatischen Base-Vermessung

Neben komplexen Softwaresystemen und entsprechender Hardware spielt auch der Mensch eine zentrale Rolle in der Fabrik der Zukunft. Daher ist es entscheidend, Interaktionssysteme zwischen Mensch und Maschine zu gestalten. Die direkte „Hand-am-Roboterarm“-Interaktion ist ein Beispiel, um Verhaltensweisen des Roboters intuitiv – d. h. ohne komplexe Softwareinteraktion – auf aktuelle Erfordernisse anzupassen. Hierbei nimmt der Mensch vor allem mit seinen Problemlösungsfähigkeiten die Rolle des Überwachers ein, der schnell und effektiv auf Abweichungen reagieren kann.

Speziell hochkomplexe Prozesse, wie zum Beispiel der Vakuumaufbau des VAP-Prozesses, erfordern immer noch die Problemlösungsfähigkeit sowie das Anpassungsvermögen des Menschen. Um diese Potenziale zu heben, untersucht das ZLP in Augsburg die Möglichkeiten einer direkten, nahtlosen Interaktion zwischen Mensch und Maschine.

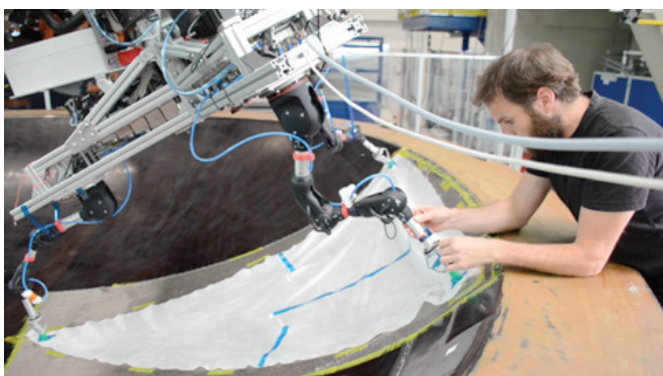


Abbildung 148: Mensch-Roboter-Interaktionsstudie zum VAP-Vakuumaufbau

Einen weiteren Entwicklungsschritt stellt die Koppelung mit den Möglichkeiten von Augmented Reality Systemen dar. Zukünftige Systeme ermöglichen dem Werker detaillierte, datengetriebene Einblicke in den Produktionsprozess, die eventuell schon auf sich abzeichnende Anomalien hinweisen können.

Eine nächste geplante Entwicklungsstufe im Bereich zukünftiger, flexibler Produktionsplattformen stellen mobile Robotersysteme dar. Daher sollen die oben genannten Entwicklungen um die Möglichkeiten mobiler Hardware erweitert werden.



Abbildung 149: Metallische Stringerintegration mittels mobiler Assistenzroboter

### 2.3.2. Datenmanagement und Datenanalyse

Im Rahmen der Herstellung von Leichtbaustrukturen fallen große Datenmengen an. Diese umfassen die eigentlichen Konstruktionsdaten des Bauteils, Daten von der Durchführung der einzelnen Schritte der Herstellungskette, Daten von der prozessintegrierten Prüfung während des Prozesses und der abschließenden Bauteilprüfung (siehe Abbildung 150).

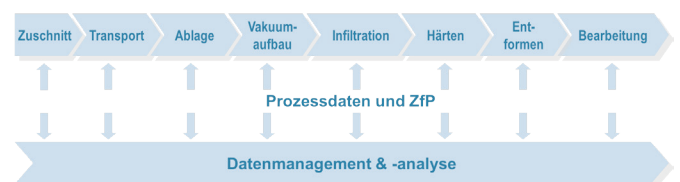


Abbildung 150: Exemplarische Prozesskette zur Herstellung eines CFK-Bauteils

Langfristig soll jedoch der Prüfaufwand am Ende der Prozesskette reduziert werden, um Anomalien frühzeitig zu erkennen und Gegenmaßnahmen einzuleiten. Hierfür ist es notwendig, alle anfallenden Daten konsequent zu sammeln und Korrelationen zwischen Prozessanomalie und Bauteilwirkung herzustellen.

Der erste Schritt dazu besteht darin, eine gemeinsame Datenbasis zu schaffen, auf der nach diesen Korrelationen gesucht werden kann. Dazu erarbeitet die Abteilung AQP Methoden zur strukturierten Erfassung dieser Daten.

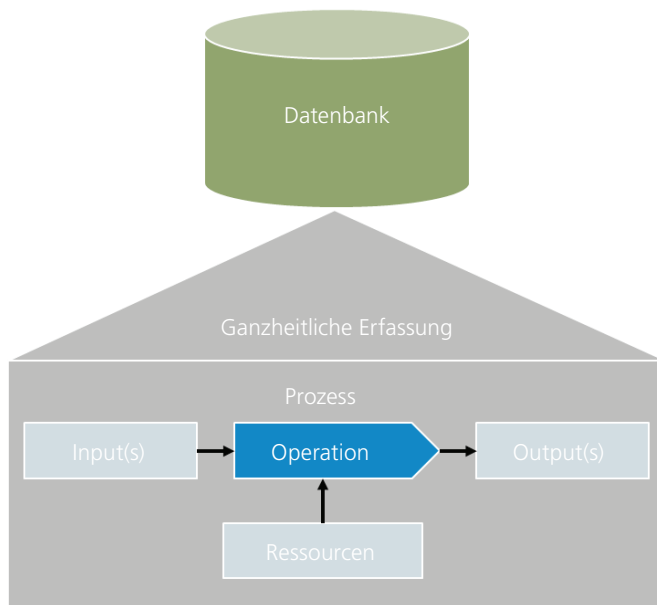


Abbildung 151: Ganzheitliches Datenerfassungskonzept

Ein Schritt auf diesem Weg stellt die Integration des PRAESTO-Systems der Kisters GmbH in die Datenerfassung von Prüfungsvorgängen dar. Mittels PRAESTO können die gewonnenen Daten und Erkenntnisse aus unterschiedlichen Messverfahren gleichzeitig auf der CAD-Bauteilzeichnung visualisiert und ausgewertet werden. Dadurch ist es möglich, unterschiedliche Verfahren miteinander in Beziehung zu setzen und eine ganzheitliche Bewertung von Prüfprozessen durchzuführen.

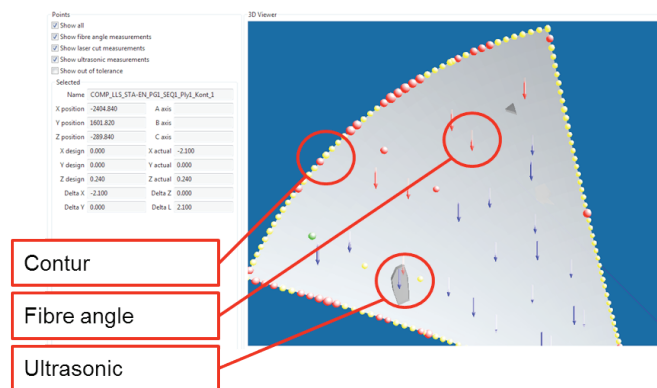


Abbildung 152: Parallele Auswertung mehrerer Messprozesse in PRAESTO

Bereits einen weiteren Baustein stellt das aktuell in Aufbau und Integration befindliche KiBiD-Prozessdatenerfassungssystem dar. Mittelfristig sollen alle Prozesse am ZLP mittels eines digitalen Zwillings abgebildet werden, um eine durchgängige Datenkette zu ermöglichen. Mittels KiBiD werden Produktionsdaten direkt im Prozess erfasst und können mittels einer offenen Analyseschnittstelle ausgewertet werden. Bisher konnte bereits ein Teil des Anlagenparks des ZLP in Augsburg in das System integriert werden und verbessert damit die Analysefähigkeiten von AQP hinsichtlich komplexer Prozessketten.

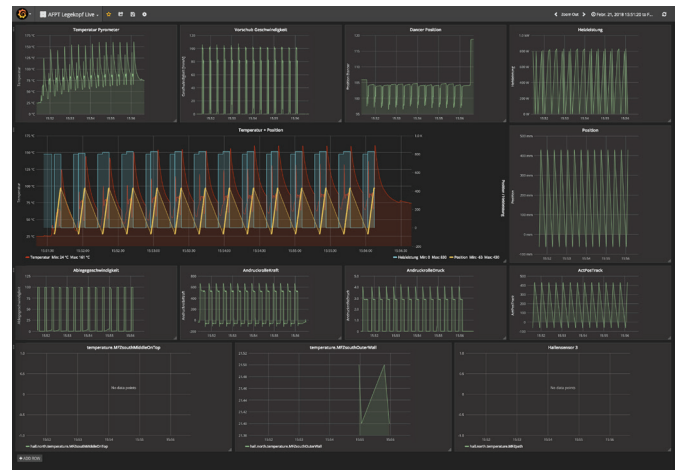


Abbildung 153: KiBiD-Datenerfassung

Einen weiteren Aspekt stellt die Visualisierung von Messdaten dar. Die rein numerischen Daten sind oft unhandlich und wenig intuitiv zu deuten. Hierzu arbeitet die Abteilung AQP an unterschiedlichen Methoden zur Visualisierung von Messdaten.

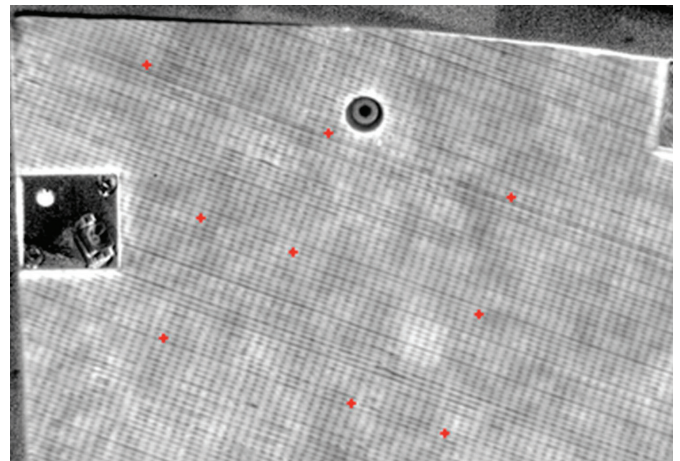


Abbildung 154: Projizierte Marker für Textur-Stitching

Oft erlaubt eine Herstellung des geometrischen Bauteilkontextes eine einfachere Beurteilung der gemessenen Daten. Hierfür hat AQP eine Methode für das Zusammensetzen (Stitchen) von Einzelaufnahmen eines Bauteils mittels einer angeregten Lock-In-Thermographie und der darauffolgenden Zuordnung der Messung zum CAD-Bauteil entwickelt. Auch bieten sich wieder Potenziale für Augmented Reality Technologien, die durch eine Überblendung der Messdaten mit dem Realbauteil eine noch bessere Beurteilung erlauben. Das Themenfeld Augmented Reality wird in den nächsten Jahren in Kooperation mit der University of British Columbia, Vancouver, aufgebaut werden.



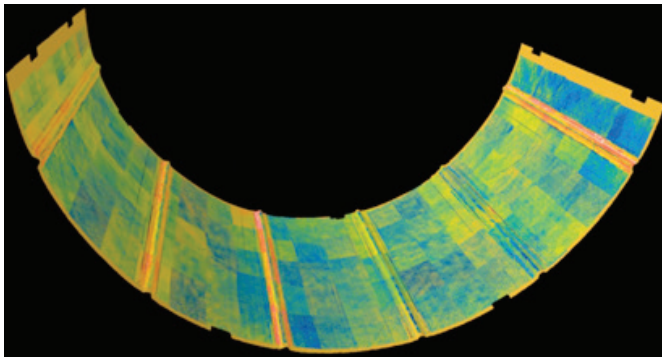


Abbildung 155: Finales Stitching der Thermographie-Messdaten

### 2.3.3. Produktionstechnologien für Verbundstrukturen

#### 2.3.3.1. Produktionstechnologien für thermoplastische Faser-verbundstrukturen

Am Institut BT wird die Herstellung von thermoplastischen Faser-verbundstrukturen entlang der gesamten Prozesskette entwickelt und auf deren Optimierungs- und Automatisierungspotenzial hin erforscht. Diese Prozesskette (siehe Abbildung 156) erstreckt sich von der Erstellung einzelner Zuschnitte bis zum Verbinden einzelner Bauteile zu einer Baugruppe und schließt direkt an die Arbeiten an, welche in den Abschnitten 2.1.1.1 und 2.1.1.2 beschrieben sind. Alle Prozessschritte werden hierbei von qualitätssichernden Maßnahmen begleitet und die Prozessparameter für eine durchgängige Prozess- und Kostenbewertung erfasst. Bei der Bauteilherstellung werden hierbei Hochleistungsthermoplaste wie Polyetheretherketone (PEEK), Polyetherketoneketone (PEKK) und Polyetherimide (PEI) verwendet.



Abbildung 156: Prozessablauf Herstellung thermoplastischer Faser-verbundstrukturen

Die Prozesskette beginnt mit der lastgerechten Erstellung eines Ply Books für das jeweilige Bauteil. Die Informationen über die Geometrie und Faserorientierung der einzelnen Zuschnitte werden an einen Cutter übermittelt, der die jeweiligen Zuschnitte erstellt. Diese werden über eine Greifeinheit automatisch in einen Schubladenspeicher absorbiert und anschließend in diesem zur weiteren Verarbeitung an eine Roboterzelle transportiert (siehe Abbildung 157). Dort werden mithilfe eines automatischen Pick & Place-Prozesses die benötigten Lagenpakete erstellt.

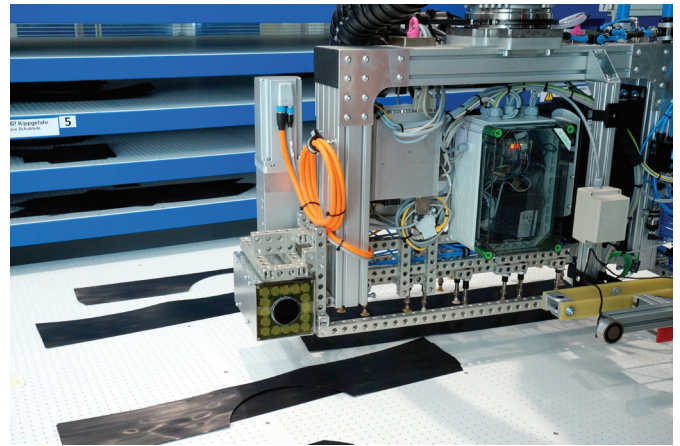


Abbildung 157: Automatisches Preforming mittels speziellem Roboter-Endeffektor

Hierbei wird durch einen speziell entwickelten Algorithmus optisch die Geometrie und Lage der Zuschnitte erkannt. Dadurch ist das System in der Lage, die im Ply Book hinterlegte Reihenfolge der Zuschnitte automatisch abzuarbeiten und somit einen komplett autonomen Preforming-Prozess darzustellen. Die resultierenden Lagenpakete werden anschließend in einem Ofenprozess bei Temperaturen von bis zu 380 °C mittels Vakuum zu einem sogenannten Organoblech konsolidiert. Die hohen Prozesstemperaturen werden aufgrund der notwendigen Verarbeitungstemperatur von Hochleistungsthermoplasten wie PEEK benötigt.

Die Organobleche werden automatisch in einen speziell entwickelten hochtemperaturfesten Spannrahmen eingebracht und dem Heißpressprozess zugeführt. Hierbei wird das Organoblech in einem Infrarotheizfeld auf die benötigte Verarbeitungstemperatur erwärmt. Ist diese erreicht, wird das Organoblech automatisch in die Heißpresse transportiert (Transferzeit < 5 s) und dort unter Druck zu dem gewünschten dreidimensionalen Bauteil umgeformt (siehe Abbildungen 158 und 159).

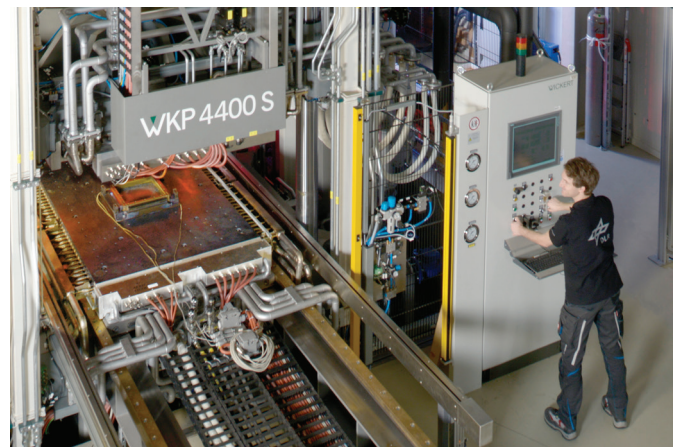


Abbildung 158: Heißpresse für Hochleistungsthermoplaste





Abbildung 159: Dreidimensionales Bauteil in einem Spannrahmen nach dem Pressprozess

Anschließend werden die umgeformten Bauteile in einem Nachbearbeitungsschritt auf die entsprechende Zielkontur besäumt, bevor die einzelnen Bauteile zur finalen Baugruppe gefügt werden können. Für die Nachbearbeitung der Bauteile wurden verschiedene Verfahren getestet. Unter anderem wurde eine kombinierte Laser- und Fräsbearbeitung eingesetzt. Durch diese Kombination kann durch einen schnellen Laserschnitt zum einen über 50 % Prozesszeit eingespart, zum anderen kann die Standzeit des Fräswerkzeugs um ein Vielfaches erhöht werden, da nur noch der Bereich der Wärmeinflusszone abgetragen werden muss.

Die besäumten Bauteile werden durch ein Schweißverfahren zu einer Baugruppe gefügt. Hierbei wird der Thermoplast über ein speziell entwickeltes Widerstandschweißverfahren direkt in der Fügezone aufgeschmolzen und unter Druck eine stoffschlüssige Verbindung erzeugt. Der Aufbau des Widerstandschweißstandes ist in Abbildung 160 dargestellt. Eine aus diesem Prozess entwickelte Automatisierungslösung zum Widerstandschweißen wird in Abschnitt 2.3.4. genauer erläutert.

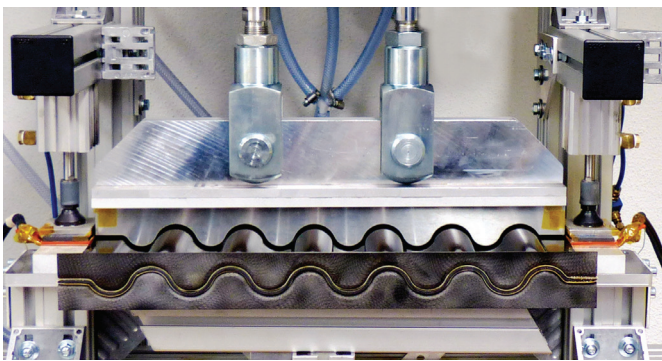


Abbildung 160: Versuchsstand zum Widerstandschweißen thermoplastischer Bauteile

Die gesamte thermoplastische Prozesskette konnte anhand der Schikanebaugruppe Wellholm (siehe Abbildung 161) auf Automations- und Optimierungspotenzial hin untersucht und entwickelte Lösungen erfolgreich in den Prozess integriert werden.



Abbildung 161: Thermoplastische Baugruppe Wellholm bestehend aus sieben Einzelkomponenten

In Zusammenarbeit mit Airbus, dem ZLP Stade und europäischen Partnern ist geplant, die Kompetenzen in der Thermoplasttechnologie im Rahmen eines Clean Sky II-Projekts zu erweitern. Ziel ist die Entwicklung eines Rumpfdemonstrators aus carbonfaserverstärkten Thermoplasten im Full-Scale-Maßstab sowie die damit verbundene Weiterentwicklung des Ablegeverfahrens, der Konsolidierungstechnik, der Schweißtechnik und der Funktionsintegration.

#### 2.3.3.2. Produktionstechnologien für duomere Faserverbundstrukturen

Die Arbeiten zu den duomeren Faserverbundstrukturen konzentrieren sich am Institut BT im Wesentlichen auf das Trockenfaserpreforming und die autoklavlose Infiltration und Konsolidierung. Für die automatisierte Herstellung von duomeren Faserverbundwerkstoffen werden in diesem Zusammenhang sämtliche Fertigungsschritte vom Erstellen des Zuschnittes bis zur Infiltration und Aushärtung der Bauteile auf deren Automatisierungs- und Optimierungspotenzial hin untersucht.

Hierbei wurden verschiedene Handhabungsmethoden, z. B. Pick & Place oder rollende Ablageprozesse erarbeitet und die dazu gehörenden Technologien zur Handhabung verschiedener Halbzeuge (Fasergelege, -gewebe, UD-Materialien, Prepregmaterialien, Bleche) entwickelt und in Roboterplattformen eingehend getestet.

##### a) Kooperierende Ablage großer Zuschnitte

Für die Ablage von Durchgangslagen zur Herstellung einer Druckkassette müssen mehrere Zuschnitte in der vollen Rollenbreite und einer Länge von bis zu 5 m transportiert und zielgenau abgelegt werden. Für diesen Anwendungsfall wurden zwei kooperierende Roboter eingesetzt, welche den Zuschnitt über sogenannte Schlangengreifer halten. Dabei wurden verschiedene Strategien der drapierenden Aufnahme des Zuschnitts an einem und an beiden Enden mithilfe der Offline-Programmierung der Roboterbewegungen systematisch validiert. Die entwickelte Aufnahmeposition und -bewegung drapiert den Zuschnitt bereits in die entsprechende Zielkontur, die der Zuschnitt auf der Ablageposition im Preformwerkzeug besitzt. Abbildung 162 zeigt einen der Zuschnitte bei der Ablage durch zwei kooperierende Roboter der Technologieerprobungszelle (TEZ).

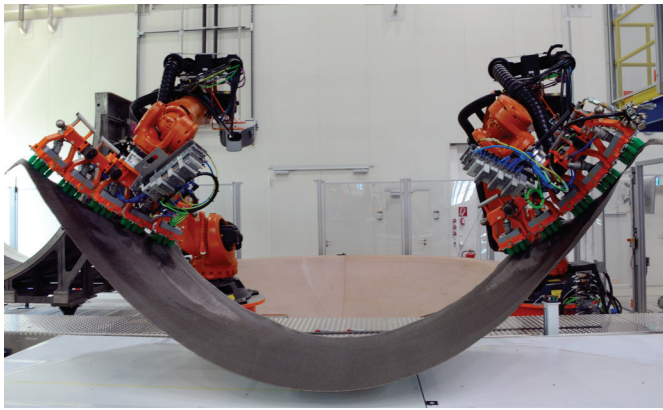


Abbildung 162: Kooperierende Ablage biegeschlaffer Durchgangslagen der Druckkalotte

Neben der Herstellung von CFK-Bauteilen befasst sich das Institut BT ebenfalls mit Technologien und Prozessen für die automatisierte Herstellung von Fasermetal laminaten (FML). Diese werden bereits seit über 20 Jahren im Flugzeugbau eingesetzt. Der Verbundwerkstoff aus dünnen Aluminiumfolien und Glasfaserprepreg (Abbildung 163) weist eine deutlich höhere Leistungsfähigkeit bezüglich Ermüdung, Schadenstoleranz und Impact-Verhalten auf als herkömmliche Rumpfstrukturen aus monolithischem Aluminium. Zusammen mit einer geringeren Dichte und nahezu uneingeschränkten Konstruktionsmöglichkeiten ermöglichen Bauteile aus FML eine signifikante Gewichtsreduktion.

Der aktuelle Herstellungsprozess von FML-Bauteilen findet größtenteils in Handarbeit statt. In Zusammenarbeit mit dem Institut FA wurden im Berichtszeitraum Technologien entwickelt, die den automatisierten Lagenaufbau ermöglichen. Zudem wurde eine integrierte Qualitätssicherung implementiert, um höhere Kadenzen zu erreichen und die Prozessstabilität zu erhöhen.

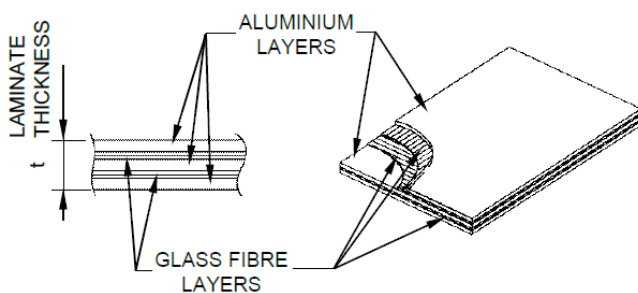


Abbildung 163: Lagenaufbau FML

Der Fokus des Instituts BT lag auf der Entwicklung der automatisierten Ablage langer Aluminiumbahnen. Das erarbeitete Automatisierungskonzept gründet auf der Handhabung der Aluminiumbahnen mit zwei kooperierenden Robotern. Die entwickelten Endeffektoren weisen eine flexible Kontur auf und können sowohl für die Ablage in zwei- sowie in dreidimensionalen Bereichen eingesetzt werden (siehe Abbildung 164).

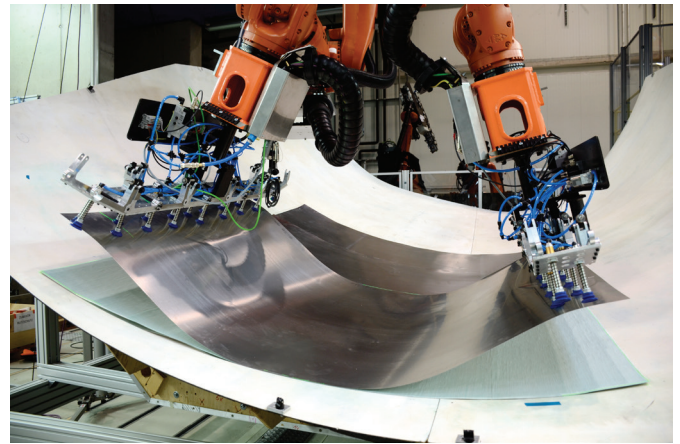


Abbildung 164: Ablage von Aluminiumblechen mittels kooperierender Roboter

Im zylindrischen Bereich erfolgt der Lagenaufbau mittels ebener Zuschnitte, welche je nach Bauteildesign etwa 1,5 m breit sein können. Die Aufnahme erfolgt in planem Zustand. Für den Transport werden die Endeffektoren gekippt, um dadurch dem Zuschnitt eine Durchbiegung gemäß angenäherter Seilkurve zu erlauben (siehe Abbildung 165). Auf diese Weise werden Beschädigungen an der Folie vermieden und die benötigte Haltekraft minimiert. Der erste Kontakt mit der Werkzeugform bzw. den bereits vorhandenen Lagen erfolgt am Scheitelpunkt der Seilkurve. Die weitere Ablage findet von dort aus symmetrisch nach außen statt. Dadurch werden ungewollte Lufteinschlüsse zwischen den Lagen vermieden.

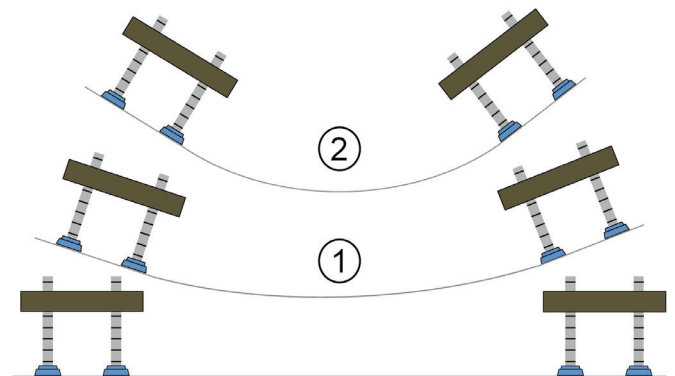


Abbildung 165: Schematische Darstellung des Transports mittels angenäherter Seilkurve

Im einfach gekrümmten Bereich der Zielkontur lässt sich eine ebene Folie ohne Wellenbildung flächig auf Kontakt mit der Werkzeugform ablegen. Im sphärischen Bereich ist dies nicht möglich, da die Aluminiumfolie keine Drapierung zulässt. Abhängig vom Krümmungsradius der Form und der Breite der Zuschnitte entstehen Wellen und Verwerfungen im Material. Befinden sich die Abweichungen in einem gewissen Toleranzbereich, nimmt das Aluminium während des Autoklavprozesses durch den hohen Druck die gewünschte Form an. Dabei werden jedoch unerwünschte Spannungen in das Bauteil eingebracht. Bei stärkeren Abweichungen können sich Falten bilden und zum Ausschuss des Bauteils führen (siehe Abbildung 166).



Weiterhin lässt sich die anforderungsgerechte Positionierung der Zuschnittskanten nicht mehr garantieren, da diese während der Umformung im Autoklaven wandern. Um dem zu begegnen, gibt es zwei Möglichkeiten: die Breite der Zuschnitte verringern und so die Abweichung von Ist- und Soll-Kontur minimieren, oder der Zuschnitt wird einer vorgelagerten Umformung unterzogen. Letzteres bietet durch die Verwendung von dreidimensional vorgeformten Folien Vorteile bezüglich des Bauteilgewichts, da deutlich breitere Zuschnitte gleichbedeutend sind mit weniger Material, welches für den Lagenaufbau benötigt wird. Die Zuschnitte werden nicht auf Stoß gelegt, sondern mit deutlichem Überlapp und zusätzlich mit Klebefilm verbunden. Diese sogenannten Splices verursachen ein höheres Gewicht als ungestörte Bereiche ohne Überlapp.

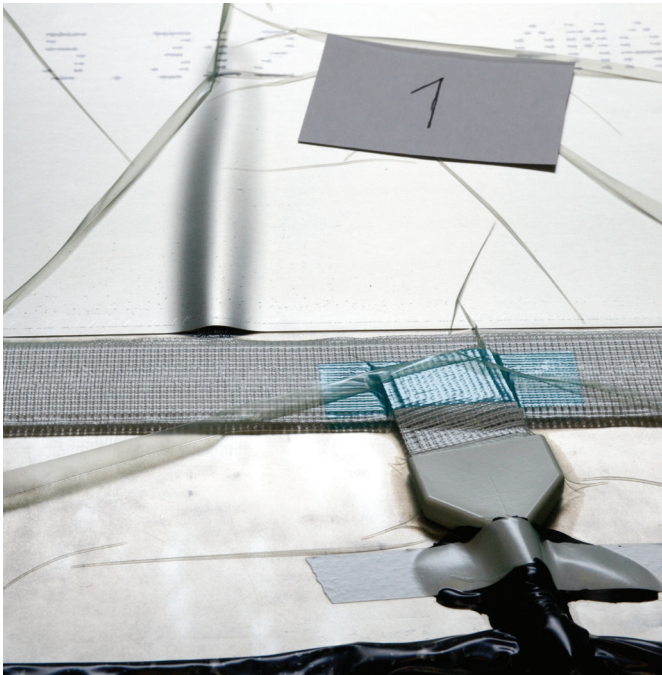


Abbildung 166: Wellenbildung 2D-Folie in 3D-Zielkontur mit Vakuumaufbau

Die Handhabung der 3D-Folien erfolgt ebenfalls mit zwei kooperierenden Robotern, die Konfiguration der flexiblen Greifwerkzeuge bildet hierbei die Krümmung des Zuschnitts nach. Für die Aufnahme sowie den Transport bleibt der Abstand der Endeffektoren konstant. Dabei wird die Folie unter Zug gehalten, um Beschädigungen zu vermeiden.

Es konnte gezeigt werden, dass die sichere Handhabung sowohl von zwei- als auch dreidimensionalen Folien mit kooperierenden Robotern möglich ist. Der Transport und die Ablage können ohne Beschädigungen am Material durchgeführt sowie Lufteinschlüsse und Beeinträchtigung der bereits eingebrachten Lagen vermieden werden. In Abhängigkeit vom Krümmungsradius und der Geometrie des verwendeten Zuschnitts konnte eine wiederholgenaue Ablage von 2 mm im zylindrischen und bis zu 5 mm im sphärischen Bereich erzielt werden.

## b) Drapierprozesse

### Trockenfasergewebe

Für die Einbringung von Verstärkungslagen für den Anwendungsfall Druckkalotte wurden automatisierte Drapierstrategien entwickelt. Die bei der Druckkalotte verwendeten Verstärkungslagen weisen unterschiedlich komplexe Geometrien bis zur eine Größe von 1,5 m auf. Für diese Anwendungsfälle wurden drei Greifer entwickelt, welche auf verschiedenen mechanischen Funktionsprinzipien basieren. Diese sind in der Abbildung 167 dargestellt.

Das erste Greifsystem basiert auf einem flexiblen Netz, welches sich mithilfe eines Linearaktuators aus einem ebenen in einen doppelt gekrümmten Zustand überführen lässt. Aufgrund der rotatorisch gelagerten Kreuzungspunkte verhält sich dieses Netz während der Verformung ähnlich wie die Kett- und Schussfäden des Gewebes und prägt dem Fasermaterial die Drapierung ein.

Das Greifsystem im mittleren Bildabschnitt weist eine luftdurchlässige Schaumstoffschicht auf der Unterseite auf. Der Faserzuschnitt wird mittels Volumenstrom gegriffen und auf die Werkzeugoberfläche gedrückt. Aufgrund des weichen Schaumstoffs passt sich die Oberfläche des Greifers der Werkzeuggeometrie an und prägt diese dem Zuschnitt auf.

Im unteren Bildabschnitt ist ein modularer Greifer dargestellt, welcher sich durch seine hohe Flexibilität und Anpassbarkeit auszeichnet. Das System besteht aus einem Wirbel-Rippen-Aufbau. Der Wirbel basiert auf zwei längsverlaufenden Glasfaserstäben, die mithilfe dreier Linearaktuatoren verformt werden können. Die 15 Rippen können jeweils einzeln verformt werden und bilden zusammen mit den Wirbelelementen eine doppelt gekrümmte Greiferoberfläche. Das System verfügt über 127 in ihrer Greifintensität variablen Saugereinheiten und ist daher in der Lage, sich auf unterschiedlichste Drapierherausforderungen einzustellen.



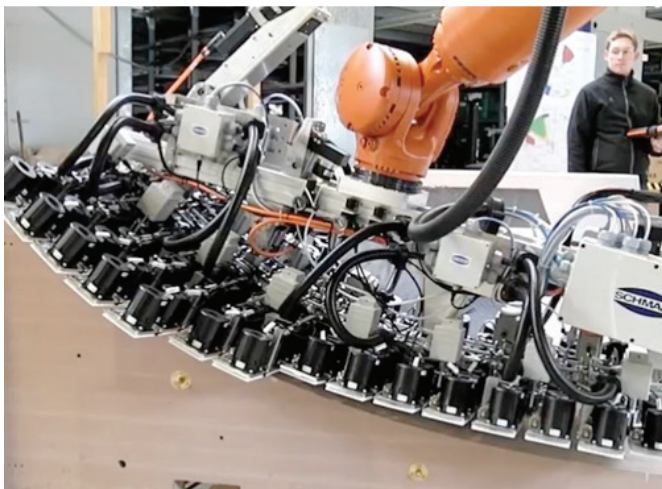
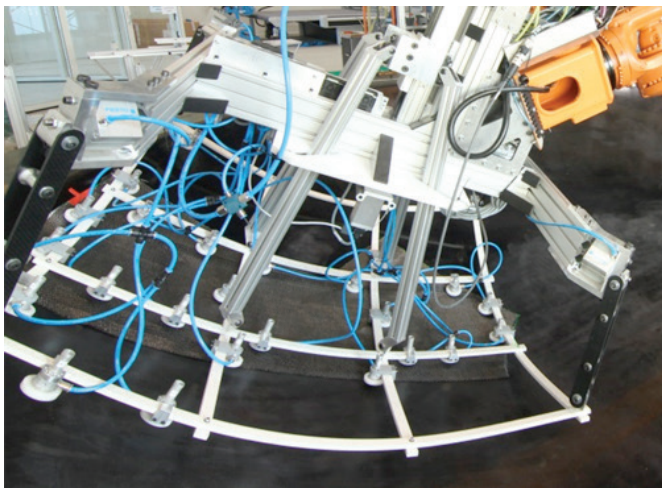


Abbildung 167: Hardwareumsetzung der drei Greifsysteme und Gewebezuschnitte bei der Drapierung

Die besten Drapierergebnisse unter Einhaltung der geforderten Toleranzen (Faserwinkel  $\pm 5^\circ$ , Randkurve  $+ 5 \text{ mm}/-7.5 \text{ mm}$ ) konnten mit dem modularen Greifer (Abbildung 167 unten) erzielt werden. Zusätzlich zum guten Drapierergebnis bietet der modulare Greifaufbau die Flexibilität, auch auf anderen Geometrien eingesetzt zu werden. Deswegen wurde dieser Greifer weiterentwickelt. Während der Drapierversuche hat sich gezeigt, dass das Drapierergebnis am Greifer stark vom Gleitverhalten des Fasermaterials an den Wirkflächen abhängt. Aus diesem Grund wurden optische Sensoren zur Detektion der Gleitvektoren entwickelt. Das Sensorsystem wurde aufgrund seiner geringen Baugröße direkt in die Wirkflächen (Saugereinheiten) des Greifers integriert und liefert auf diese Weise detaillierte Informationen zum Drapierprozess. Abbildung 168 zeigt den modularen Greifer inklusive der gemessenen Sensordaten während eines Drapierprozesses. Mithilfe dieser Informationen konnte zusammen mit der genauen Offline-Programmierung der Roboterbewegung und einer Vermessung der Faserwinkel der abgelegten Zuschnitte ein Abgleich der Drapiersimulation und des Drapierverhaltens bei der automatisierten Ablage durchgeführt werden. Aus diesen Daten wurde anschließend ein Optimierungskonzept für den Ablageprozess erarbeitet.

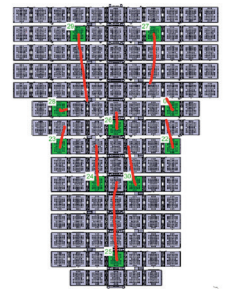
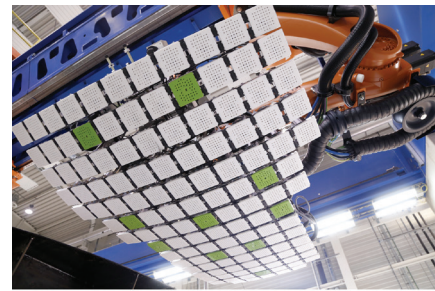


Abbildung 168: Modularer Greifer erweitert mit optischen Sensoren (links) sowie Darstellung der Gleitvektoren des Materials beim Drapieren (rechts)

### Handhabung von Hilfsstoffen für den Vakuumaufbau

Der Vakuumaufbau ist aufgrund seiner vielen manuellen Schritte ein sehr zeit- und kostenintensiver Prozessschritt und hat deshalb einen erheblichen Anteil an den Gesamtkosten eines Bauteils. Um den manuellen Aufwand beim Vakuumaufbau, hier im Speziellen beim VAP-Prozess, zu verringern, wurden mehrere Forschungsarbeiten durchgeführt. Ein Ansatz für die stückweise Einführung der Automatisierung war die systematische Untersuchung des Drapierverhaltens der eingesetzten Hilfsstoffe. Für die Untersuchung wurden für das Beispielbauteil Druckkalotte vier Arten von Hilfsstoffgeometrien festgelegt, siehe Abbildung 169 oben links. Anhand der durchgeführten Versuche konnten Konzepte für integrierte Hilfsstoffpakete, bestehend aus Abreißfolie, Lochfolie und Fließhilfe, für die Druckkalotte entwickelt werden, siehe Abbildung 169 oben rechts.

Um diese Hilfsstoffpakete automatisiert abzulegen, wurde ein Multikinematik-Greifer entwickelt. Dieser Multikinematik-Greifer besteht aus drei sechsachsigen Manipulatoren, welche über eine Plattform mit einem Industrieroboter verbunden sind. Abbildung 169 unten zeigt den Multikinematik-Greifer bei der Ablage eines generischen Zuschnitts einer Lochfolie.



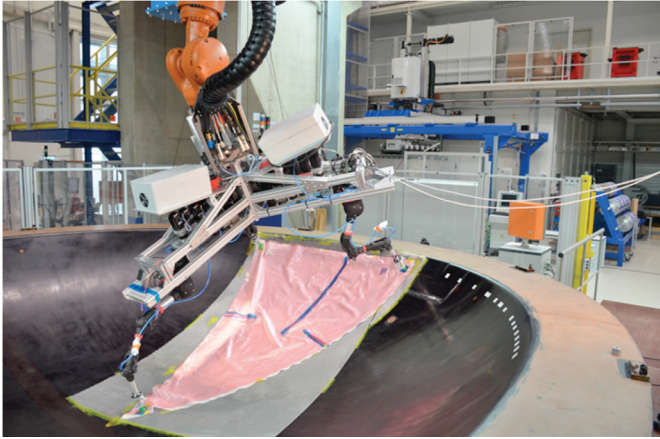
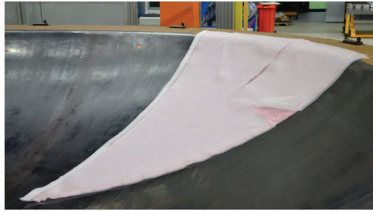
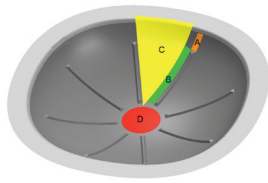


Abbildung 169: (oben) Generische Hilfsstoffgeometrien, Prototyp eines Hilfsstoffpaketes, (unten) Ablage Lochfolie mit Multikinetik-Greifer

Eine automatisierte Lösung für große Hilfsstoffpakete wurde bereits erfolgreich mit der Ablage der Membran mithilfe eines Schirmgreifers gezeigt. Hierbei wurde eine große vorkonfektionierte Membranfläche in einem einzigen Arbeitsschritt halbautomatisiert und wiederholgenau abgelegt, siehe Abbildung 170.



Abbildung 170: Ablage einer vorkonfektionierten Membran bei Druckkalottenherstellung

Im Anschluss an den erfolgten Vakuumaufbau wurde das Bauteil mit Harz infiltriert und ausgehärtet (in Abbildung 171 dargestellt).



Abbildung 171: Ausgehärtetes Bauteil nach dem Entpacken

Mit der Entwicklung der Hilfsstoffpakete und geeigneter Werkzeuge und Prozesssteuerungen konnte der komplexe und bis dato nur manuell zu bewältigende Prozessschritt des Vakuumaufbaus erstmals näher an die Vollautomatisierung herangeführt werden.

### c) Rollende Ablage

#### Endlosablage von Trockenfasern

Parallel zur Entwicklung der kooperierenden Ablage der Durchgangslagen wurde mithilfe eines speziellen Endeffektors an einer rollenden Ablage von großen Bahnen direkt von der Materialrolle geforscht. Der Endeffektor wurde von der Firma Premium Aerotec GmbH entwickelt und dem Institut BT für weitere Forschungsaktivitäten zur Verfügung gestellt. In einer Versuchsreihe wurden die Drapiermechanik, die Offline-Programmierung und die Ablagestrategie mit diesem Rollenableger untersucht. In Abbildung 172 sind beispielhaft die Ergebnisse der ersten Versuche im Full-Size-Maßstab dargestellt.



Abbildung 172: Endlosablage der Durchgangslagen mit dem Endeffektor der Firma Premium Aerotec GmbH

#### Ablage von Blitzschutzmaterial

Für die Ablage von Prepreg-Blitzschutzmaterial auf doppelt gekrümmten Rumpfelementen wurde eine Automatisierungslösung, ebenfalls basierend auf einer rollenden Ablage, entwickelt. Der in Zusammenarbeit mit der Firma Emil Bucher GmbH & Co. KG konstruierte und gebaute Endeffektor beschneidet die abzulegenden Zuschnitte synchron zur Ablagebewegung, drapiert das Material und sammelt die Materialreste ein. Damit konnte die manuelle

Prozesskette um einige Schritte verkürzt werden. Die optimierte Ablagestrategie ermöglicht durch eigens entwickelte Bahnplanungs-algorithmen eine deutliche Steigerung der Materialbreite um mehr als das Dreifache. Zusätzlich werden die Überlappungsbreiten um den Faktor drei verringert. Dies macht den Prozess mindestens dreimal schneller, verringert den Materialeinsatz um etwa 3 % und hat zudem eine entsprechende Gewichtsersparnis im Bauteil zur Folge. Alle Qualitäts- und Fertigungsvorgaben werden dabei sicher eingehalten. Das Ergebnis der Validierung – Ablage zweier nebeneinander liegenden und überlappenden Bahnen im Bereich der stärksten Krümmung des Bauteils – ist in Abbildung 173 dargestellt.



Abbildung 173: Validierungsergebnis des Blitzschutzablegers mit zwei nebeneinander abgelegten Bahnen (1 und 2)

#### 2.3.4. Roboter-basierte Montageverfahren

##### Montage von Leichtbaustrukturen

Ziel war es, durch die Einführung von automatisierten Prozessen zum Aufbau von Kohlenstofffaserpreforms sowie zum Fügen von Faserverbundkunststoff-Bauteilen (FVK-Bauteilen) einen Kostenvorteil durch einen reduzierten Fertigungs- und Montageaufwand zu erreichen. Zur Validierung der Technologien wurde im Projekt ICASUS mit Airbus Helicopter die Vormontage einer Hubschrauberbodenstruktur mit automatisiertem Klebprozess erfolgreich im Full-Scale-Maßstab durchgeführt. Die Automatisierung zeigte dabei ein hohes Potenzial zur Verbesserung der Fertigungsqualität bei der CFK-Produktion. Gefügt wurde die Bodenstruktur eines Helikopters (Framework) mit einer Bodenschale. Eine sehr große Herausforderung bildeten dabei die geforderten Genauigkeiten und die sehr hohen Fügekräfte, die nötig sind, um einen definierten Klebspalt herzustellen. Es konnte gezeigt werden, dass eine automatische Fügung zuverlässig umsetzbar ist und dass dadurch die Belegungszeit des Toolings von mehreren Tagen auf wenige Stunden reduziert werden kann.



Abbildung 174: Montage einer Hubschrauberbodenstruktur

Des Weiteren wurden im Bereich der Montage Untersuchungen zur Montagereihenfolge von großen Bauteilen eines Airbus A321 durchgeführt. Ziel ist es, die Leadtime zu reduzieren, um die monatliche Stückzahl zu erhöhen. Ein Haupttreiber ist dabei der Einsatz von thermoplastischen Matrixsystemen, die es erlauben, Einzelteile staubfrei zu fügen. Des Weiteren werden in dem Projekt verschiedene Teilungsvarianten betrachtet und der Einfluss dieser auf die automatische Fertigung bewertet. Es konnte gezeigt werden, dass durch die Umstellung der Montagereihenfolge und den Einsatz neuer Materialien wie Thermoplast die Leadtime deutlich reduziert werden kann und so eine höhere Stückzahl bei der Fertigung in Verbindung mit Einsparungen bei den Stückkosten möglich ist.

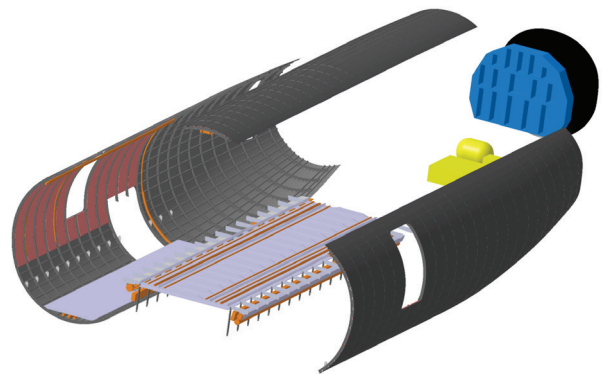


Abbildung 175: Explosionszeichnung der neu entwickelten Montagereihenfolge der hinteren Sektion eines Airbus A321

##### Schweißen

Zur stoffschlüssigen Verbindung von thermoplastischen Strukturbauteilen bietet sich vor allem das Schweißen an. Die unterschiedlichen Schweißprozesse können nach Art der Wärmeeinbringung (Leitung, Konvektion, Strahlung und Reibung) unterschieden werden. Im Bereich der Hochleistungsthermoplaste (PEEK, PEKK, PEI, usw.) hat sich das elektrische Widerstandsschweißen bewährt. Dabei wird durch ein elektrisch leitfähiges Schweißelement die zum Schmelzen der Matrix erforderliche Wärme direkt in der Fügezone erzeugt. Um eine homogene Schweißverbindung herzustellen, wird das Schweißelement in der Fügezone positioniert, und die zu verbindenden Thermoplastbauteile werden unter definiertem Druck zusammengepresst.



Der exakt zu regelnde Schweißstrom erzeugt die für das Aufschmelzen erforderliche Wärme in der Verbindung (bei PEEK min. 380° C). Die Zykluszeit des Verfahrens liegt im Bereich unterhalb einer Minute. Für den Einsatz in einem Serienprozess wurde das Schweißwerkzeug in einen kompakten Endeffektor integriert, der den Prozess vollautomatisiert ausführen kann.

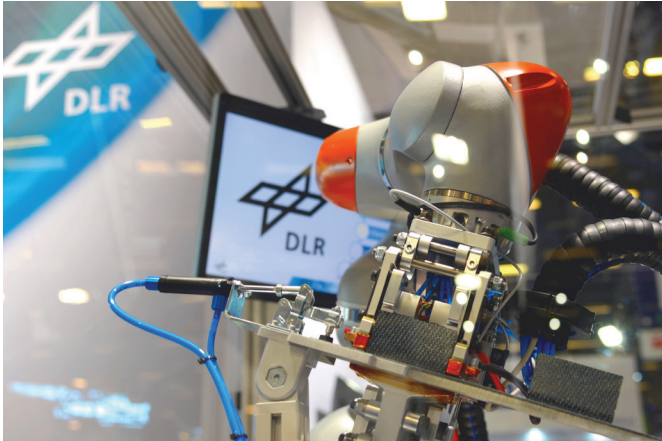


Abbildung 176: Automatisiertes elektrisches Widerstandsschweißen mit einem Leichtbauroboter

#### Klebevorbereitung

Faserverstärkte Kunststoffe zeigen aufgrund ihrer geringen Oberflächenenergien Herausforderungen bei deren Verklebung. Die Höhe der Oberflächenenergie ist hierbei ein Indikator für deren Benetzbarkeit. Unpolare Oberflächen mit niedriger Oberflächenenergie treten dabei nur bedingt mit dem Klebstoff in Wechselwirkung, was zu einer unzureichenden Benetzung durch den Klebstoff und somit zu einer reduzierten Adhäsionswirkung und Verbindungsfestigkeit führt.

Um eine hinreichende Benetzbarkeit und Adhäsionswirkung zwischen Klebstoff und Fügepartnern zu erzielen, können unterschiedliche Verfahren, wie z. B. das Plasmaverfahren zur Oberflächenvorbehandlung, eingesetzt werden. Bei der Atmosphärendruck-Plasmavorbehandlung (ADP) mittels Openair®-Plasma wird ein Lichtbogen mittels Druckluft aus der Plasmatreater®-Rotationsdüse RD1004 auf die zu behandelnde Oberfläche aufgetragen. Hierdurch werden organische Kontaminationen entfernt sowie die Polarität der Oberfläche durch den Einbau von polaren Gruppen erhöht.

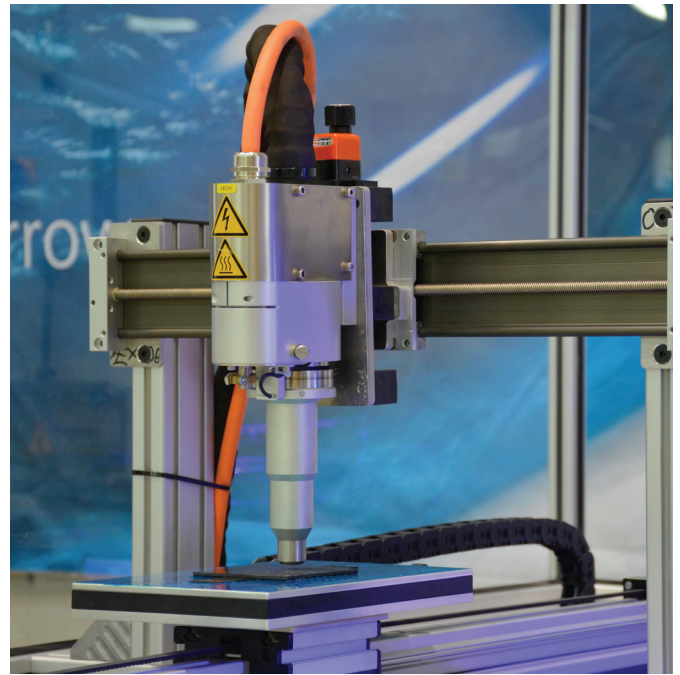


Abbildung 177: Plasmaanlage mit Rotationsdüse CFK-Oberfläche

#### Bearbeitung

Für die Bearbeitung von CFK-Material wurde im Projekt FlexiCut eine Pilotanlage beim ZLP aufgebaut, mit der eine Bearbeitungsprozesskette realisierbar ist. Hierzu wurden zwei KUKA-Knickarmroboter jeweils mit einem Laser und einer Frässpindel ausgestattet. Zunächst wurden in der Anlage an Testbauteilen die erforderlichen Prozessparameter bestimmt. Danach wurden die gewonnenen Ergebnisse an einem Realbauteil, einem „Flap Track Beam“, welches von dem Verbundpartner GKN Aerospace zur Verfügung gestellt wurde, getestet. Dieses wurde mithilfe einer flexiblen Spannvorrichtung im Bearbeitungsraum eingespannt. Die Bearbeitung erfolgte anschließend mittels kombinierter Laser- und anschließender Fräsbearbeitung. Im Folgenden werden die Ergebnisse der Fräsbearbeitung vorgestellt.



Abbildung 178: Bearbeitung eines Bauteils in der FlexiCut-Zelle mittels Laser

Da während der Bearbeitung Ungenauigkeiten durch den Roboter und die Prozesskräfte auftreten, die den Fräskopf abdrängen, wurden diese Fragestellungen im Projekt MAI ZPR bearbeitet. Die Korrektur der Genauigkeit wurde mittels eines externen Messsystems umgesetzt, welches den Roboter verfolgt und das die tatsächliche Position misst. Anhand der gemessenen Position kann ein Korrekturwert ermittelt werden, der in die Robotersteuerung eingespeist wird und sicherstellt, dass der Roboter auf der gewünschten Bahn bleibt. Die Korrektur der Prozesskräfte wurde anhand eines Kinematikmodells realisiert, welches die entsprechenden Korrekturparameter erzeugt. Hierzu wurde zunächst in Versuchen, bei denen Prozesskräfte generiert und eingeleitet werden, das erforderliche Modell trainiert.

Die Ergebnisse werden genutzt, um die Flexibilität der roboterassistierten Bearbeitung mit der Genauigkeit von deutlich teureren Portalanlagen zu verknüpfen. Dies ist derzeit insbesondere in der Luft- und Raumfahrtindustrie mit ihren relativ geringen Stückzahlen bei hoher Bauteilvarianz entscheidend für die weitere Automatisierung. Anzumerken ist zudem, dass auch in der Automobilindustrie die Variantenvielfalt zu bearbeitender Bauteile stark wächst und daher mit einer stärkeren Nachfrage auch in dieser Branche zu rechnen ist.

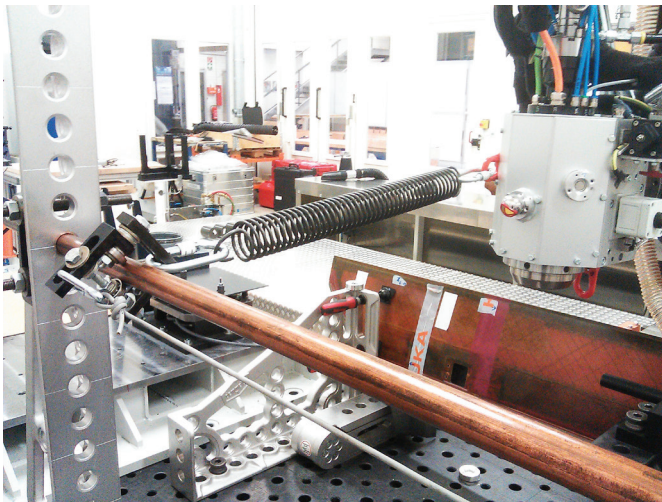


Abbildung 179: Einleitung einer Kraft in den Fräskopf über einen Ersatzaufbau

### 2.3.5. Prozessintegrierte Qualitätssicherung

#### Rückführung von Daten aus NDT- und produktionsbegleitender QS in die Produktion

Hauptziel der prozessintegrierten Qualitätssicherung ist die Verbesserung und Absicherung der betrachteten Herstellprozesse. Hierbei kommen sowohl Daten aus nachgelagerter NDT sowie Daten aus prozessbegleitenden Sensormessungen infrage, wobei letztere sich aus ohnehin verfügbaren Anlagendaten und aus den Daten dedizierter Messsysteme zusammensetzen. Der Übergang zwischen NDT und prozessbegleitender Sensorik ist dabei fließend. Mittels umfassender Methodenkompetenz im Bereich NDT in Verbindung mit während der Herstellung gewonnener Daten werden beim ZLP Augsburg Schlüsselparameter ermittelt, die später als alleinige Indikatoren für die Güte des Prozesses dienen sollen. Hierzu wird ebenfalls ein umfangreiches Prozessverständnis benötigt, das in querschnittlicher Vernetzung aller Disziplinen erarbeitet wird.

#### Simulationsmethoden zur Prozessmodellierung, Toolpark und digitaler Zwilling

Eine tragende Säule des Prozessverständnisses ist in vielen Fällen die korrekte Prozessmodellierung in Verbindung mit realistischen Simulationen. Durch die Kombination aktueller Kaufsoftware (wie z. B. ANSYS im Zusammenspiel mit Compositcad und Disperse oder Multi-Physics Simulation wie etwa Comsol) mit Eigenentwicklungen kann Kenntnis über prozessspezifische Einflüsse auf das Endbauteil erlangt werden und somit die Rückführung von NDT- und QS-Daten in die Produktion sinnvoll erfolgen.

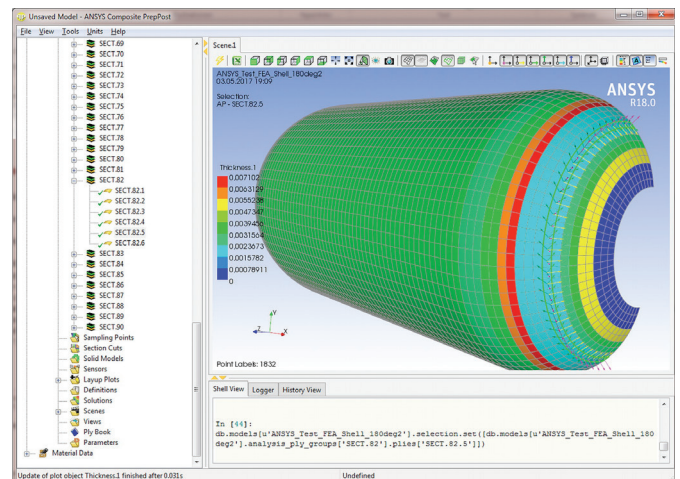


Abbildung 180: Simulation eines Wickelbauteils mit ANSYS

Im abgebildeten Beispiel wurde ein Compositcad-Modell nach ANSYS übertragen, um Simulationen mit dem korrekten Lagenaufbau des Bauteils durchführen zu können. Ähnlich wie für die Produktion wird auch für das Prozessverständnis und die Prozesskontrolle ein digitaler Zwilling, inklusive geeignetem Toolpark für die Simulation von QS-Abläufen und der Effekte festgestellter Prozessabweichungen, benötigt.

#### Gewinnung von QS-Daten

Die in der produktionsintegrierten Qualitätssicherung erfassten Messwerte werden am ZLP digital abgelegt. In den letzten Jahren wurden zu diesem Zweck einige Anlagen in das ZLP-Netzwerk integriert und die NDT-Methoden für die Digitalisierung erweitert. Ziel ist es, eine digitale Bauteilakte zu generieren und mit ihr wesentliche Beiträge zum digitalen Zwilling bereitzustellen.

Die Arbeiten der letzten Jahre in diese Richtung zahlen sich aus, sodass aktuell bereits zahlreiche NDT-Daten sowie Prozessdaten in Datenbanksystemen abgelegt werden. Im Fall der NDT-Daten werden die roboterassistierten Messungen (s. o.) zunächst ausgewertet und die Ergebnisse der Auswertungen in der Datenbankanwendung PRAESTO abgelegt. PRAESTO wurde im Laufe der letzten Jahre entwickelt und am ZLP implementiert. Für die Speicherung der Rohdaten werden ebenfalls Lösungen angestrebt. Eine Herausforderung bei dieser Aufgaben ist vor allem das große Datenvolumen und die Diversität der Daten aus den verschiedenen Prüfmethoden, die beide eine geeignete Speicherform erfordern.



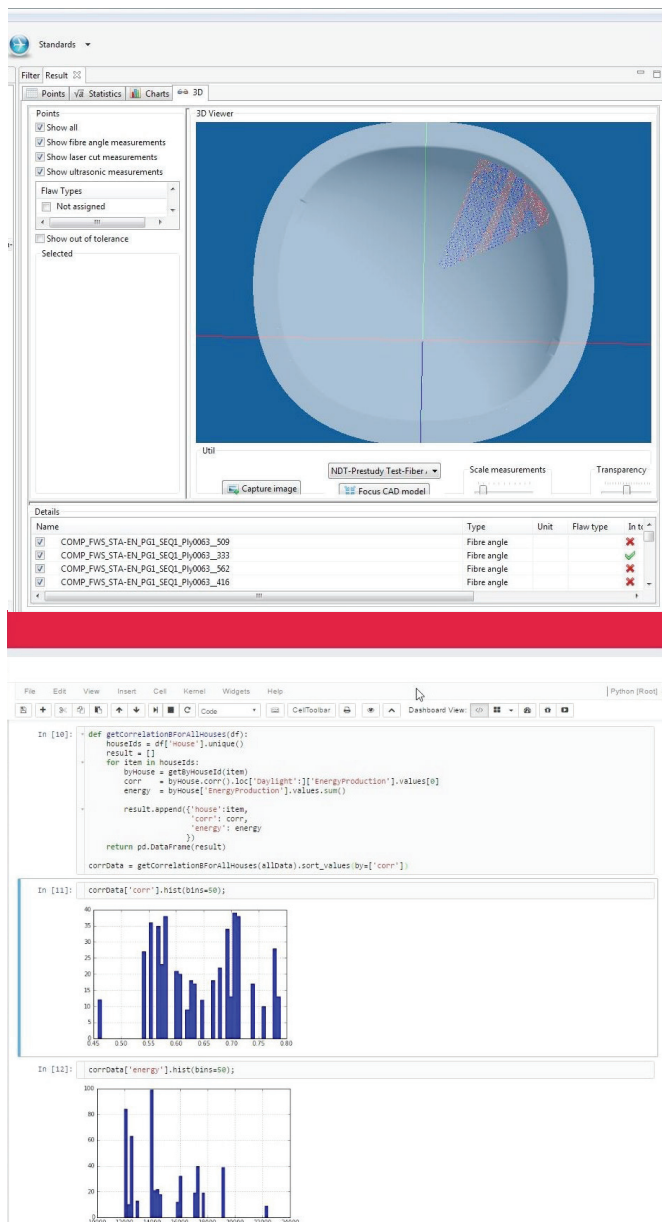


Abbildung 181: Datenerfassung mit PRAESTO und KiBiD

Im Fall der Prozessdaten werden derzeit Parameter von verschiedenen Großanlagen am ZLP automatisiert in ein Big Data-System (KiBiD der Firma Kisters) eingelesen. Diese Daten sind zumeist kontinuierliche Zeitreihen, wie Temperaturwerte der Halle, Heizleistungen eines Ablegekopfs oder Ofentemperaturen. KiBiD wurde hierzu vor Ort sowohl hardware- als auch IT-seitig eingebunden.

In einem der nächsten Schritte ist geplant, die sehr unterschiedlichen Daten von NDT und Prozess für Auswertungen zusammenzuführen. Für diese Aufgabe ist aktuell KiBiD vorgesehen. Das System erlaubt bereits jetzt, Auswertungen mit MATLAB, PYTHON o. ä. skriptbasiert zu erstellen und einzubinden.

Mittel- und langfristig ist u. a. angestrebt, weitere Datenquellen einzubinden, Schnittstellen zum Prozessleitsystem einzurichten sowie den Funktionsumfang der Anwendungen deutlich zu erhöhen. Dies schafft die Grundlage für eine digitalisierte Prozesskette und Qualitätssicherung, bei der ausreichend Informationen digital und zugänglich vorliegen, um einen Überblick über den Fertigungs-

prozess zu erhalten. Anhand dieser Informationen sollen frühzeitig Aussagen zum Herstellverlauf ermöglicht werden. Angestrebt ist eine Verringerung des Qualitätssicherungsaufwands im Serienbetrieb. Dies beinhaltet auch die Implementierung einer digitalen Form des Reportings, das über Benutzererkennung über Abteilungsgrenzen hinweg verwendet wird.

### Produktionsintegrierte Thermographie

Produktionsintegrierte Thermographie erfordert Robotikanlagen bei der Planung, Durchführung und Überwachung der Produktion. Bei der steigenden Produktkomplexität und verkürzten Fertigungszeiten ist die Arbeitsgenauigkeit von Robotikanlagen für spezielle Aufgaben oft nicht ausreichend. 0,1° absolute Roboterungenauigkeit (TCP) führt bei einem Meter Arbeitsabstand zu einem Positionierungsfehler von ca. 3 mm. Zusätzlich gibt es Unterschiede zwischen CAD-Modell und gefertigtem Bauteil. Eine 2D-Auswertung und Defektlokalisierung einzelner Thermographiebilder bei einem 3D-komplexen und großen Bauteil ist sehr aufwendig und nicht automatisierbar. Mit der Laserprojektor-basierten Texture Mapping Methode (am ZLP Augsburg) sollen die vorgenannten Defizite verbessert bzw. eliminiert werden. Zur Herstellung einer 2D-3D-Beziehung wurden aus den 3D-Referenzpunkten des Modells mit den 2D-Punkten der zugehörigen Bilder die Projektionsparameter bestimmt. Das 3D-Thermogramm wurde zunächst direkt für weitere Strukturanalysen in die CAD-Umgebung importiert.

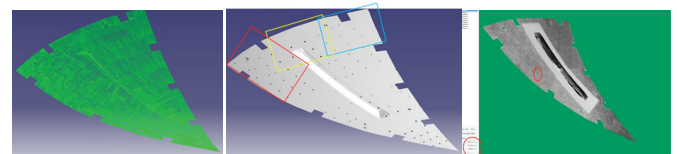


Abbildung 182: Automatische 3D-Thermographie am zweifach gekrümmten Viertelbauteil (Druckkalotte A350) a) Bauteilvermessung, b) Messfeld Definierung, c) 3D Messwertverortung

Eine erste Fehleruntersuchung der texturierten 3D-Thermogramme zeigte sehr vielversprechende Ergebnisse. Der Fehler liegt unter 2 mm. Die Abbildung 183 stellt zwei Bereiche (willkürlich gewählt) zur Genauigkeitsuntersuchung dar. An der rot gestrichelten Linie wurden zwei Bilder zusammengefügt. Die einzelnen Rovings sind ca. 1 bis 2 mm breit. In der Abbildung ist gut erkennbar, dass die Rovings am Randbereich stärker versetzt sind als in der Bildmitte. Eine detaillierte Untersuchung der Methode ist beim nächsten Versuch eingeplant.

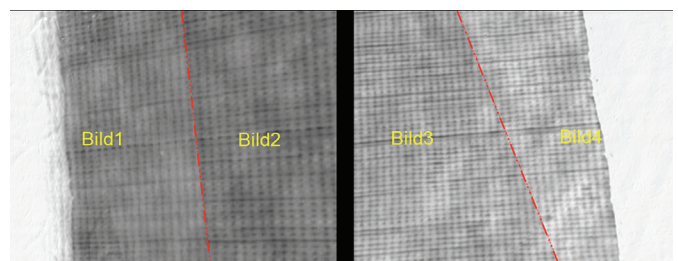


Abbildung 183: Versatz beim Stitching (jeweilige rote Linie) der Einzelbilder 1 und 2 bzw. 3 und 4 tritt vor allem in Randbereichen (oben und unten) auf



## Luftgekoppelter Ultraschall

In der produktionsintegrierten Qualitätssicherung am ZLP werden CFK-Bauteile berührungslos mittels luftgekoppeltem Ultraschall auf Fehlstellen geprüft. Im Gegensatz zu Kontaktultraschall, wo das Bauteil durch ein flüssiges Koppelmedium benetzt wird, bleibt das Bauteil bei Prüfung mittels Luftultraschall trocken, und es können Bauteile mit wesentlich höherem Porenvolumengehalt von 2-4 % geprüft werden.

Die Ultraschallanlage verfügt über alle nötigen Schnittstellen für die Integration in verschiedene Roboterumgebungen, sodass eine hohe Flexibilität hinsichtlich des Prüf szenarios und der Automatisierung erreicht wird. Beispielsweise können erstmalig durch Kombination eines sechssachsigen Roboters mit einem Dreh-Kipptisch rotations-symmetrische Bauteile wie Druckbehälter von Raketentriebwerken einseitig, mittels Anregung und Auswertung mehrerer Lamb-Wellenmoden, geprüft werden. Andererseits können nun durch zwei kooperierende Portale oder Roboter in der multifunktionalen Zelle auch Messungen in Transmission, etwa an einer Rumpfschale, durchgeführt werden.

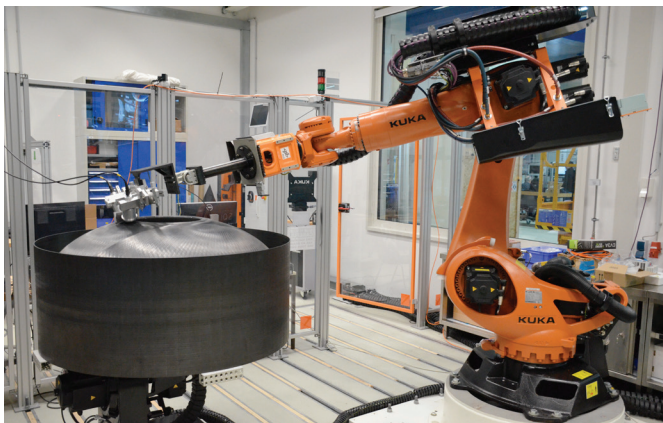


Abbildung 184: Luftultraschallanlage am ZLP Augsburg für die automatisierte zerstörungsfreie Prüfung

Mithilfe der von BT entwickelten Technologien kann die Ultraschallanlage durch die Robotersteuerung bahngetreu getriggert werden und so eine hohe Scangeschwindigkeit bei bis zu 250 Ultraschallpulsen pro Sekunde erreichen. Durch die simultane Aufnahme der Positionen des Ultraschallendeffektors am Roboter zum Zeitpunkt jedes Ultraschallpulses und der Ultraschalldaten (A-Scan) können dabei dreidimensionale C-Scans erzeugt werden. Durch CAD-basierte Offline-Programmierung der Roboterfahrt bildet der C-Scan die Geometrie des zu prüfenden Bauteils realgetreu ab.

## Kantenerkennung mittels Laserlichtschnittsensor (LLS)

Eine prozessintegrierte Überwachung der automatisierten Fertigung ermöglicht schnelle Reaktionszeiten. Dazu wird nach jedem abgelegten Zuschnitt die Außenkontur mittels LLS erfasst.

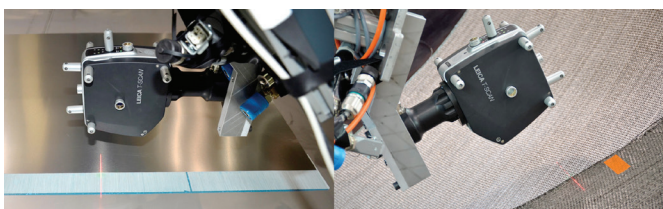


Abbildung 185: Messfahrt mit dem T-Scan an einem FML-Lagenaufbau (links) und an einem CFK-Lagenaufbau (rechts)

Das von der Firma Leica vertriebene T-Scan-Messsystem zeichnet die Daten trackerbasiert auf und umgeht somit die Ungenauigkeiten, die während einer robotergestützten Messfahrt entstehen. Die Messaufzeichnung beinhaltet die Punktwolke entlang der Sollkontur des Zuschnittes und somit dreidimensionale Oberflächeninformationen.

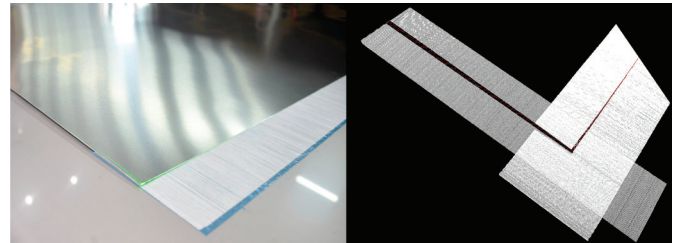


Abbildung 186: Kantenerkennung (rechts) eines Aluminiumzuschnitts (links) im FML-Lagenaufbau

Diese 3D-Informationen haben den Vorteil, dass sie, im Gegensatz zu 2D-Verfahren, Aufschluss über Aufwölbungen, Welligkeiten oder aufstehende Ecken von Zuschnitten realitätsgetreu wiedergeben. In Versuchen konnte gezeigt werden, dass sich sogar der ca. 0,1 mm dünne Klebfilm im FML-Lagenaufbau in der Punktwolke auflösen lässt. Im Gegensatz dazu liefern trockene Kohlenstofffaserhalbzeuge ein sehr heterogenes Oberflächenabbild. Aufgrund der Reflektions-eigenschaften und Ondulationen der Rovings gehen Punkte verloren. Um die Ist-Position der Zuschnittskante zu bestimmen, wurden und werden aktuell neben der direkten Auswertung der Steigungen der vorgefilterten Scanlinien auch 3D-Pointcloud-basierte Ansätze, wie die Detektion von Featurepoints durch Clusteranalyse, sowie die Bestimmung der Oberflächenvariation mittels Hauptkomponenten-analyse (Principal Component Analysis, PCA) untersucht.

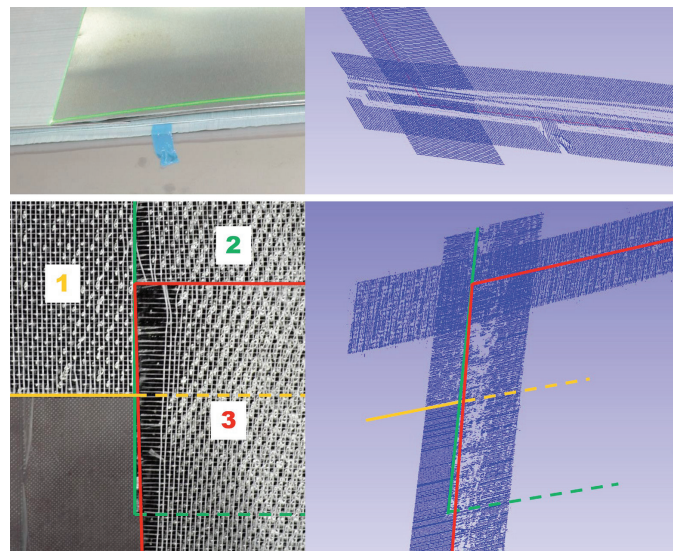


Abbildung 187: Komplexer Lagenaufbau und vielschichtige Kantenpositionen im FML-Lagenaufbau (oben) und CFK-Lagenaufbau (unten)

Durch den T-Scan in Verbindung mit den am ZLP entwickelten Auswertelgorithmen wird es künftig möglich sein, die Ablagegenauigkeit des Gesamtsystems in großen Arbeitsräumen absolutgenau mit einer Auflösung von einigen Hundertstelmmillimetern zum Produktionszeitpunkt zu bestimmen und Ungenauigkeiten zu identifizieren, zu quantifizieren und zu eliminieren. Mit den aktuellen Versuchen

wird die Basis für ein später zu entwickelndes, kostengünstiges Messsystem gelegt, das nicht absolutgenau arbeitet, aber mittels des T-Scans hochgenau kalibriert werden kann.

Neben der Anwendung in der Inline-QS dient der T-Scan auch als Messmittel, um Oberflächen von Formen zur Bauteilherstellung und Endbauteile dreidimensional zu vermessen und somit mit der Idealgeometrie im CAD vergleichen zu können, sowie zur Generierung der realen Ablagegeometrien.

### Faserwinkelmessung zur Ablagekontrolle

Die Überprüfung der Faserwinkel abgelegter Zuschnitte ermöglicht eine frühzeitige Erkennung möglicher Abweichungen bei der Ablage von CF-Lagen sowie die Überwachung der Lage einzelner Rovings im abgelegten Material.

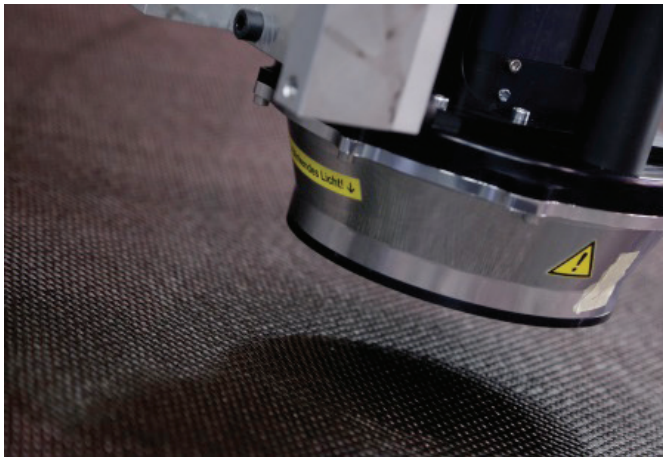


Abbildung 188: Faserwinkelkamera FScan der Firma Profactor zur Ablage und Zuschnittkontrolle am ZLP Augsburg

Die Kamera nimmt an der zu vermessenden Position eine Reihe von Bildern mit variierendem Beleuchtungswinkel auf. Das so gewonnene Bildmaterial wird anschließend softwaretechnisch verarbeitet, um die Faserwinkel im betrachteten Messfeld (50 x 50 mm) zu ermitteln. Über eine statistische Betrachtung können die Hauptorientierungsrichtungen von Rovings oder Bindfäden gewonnen werden.

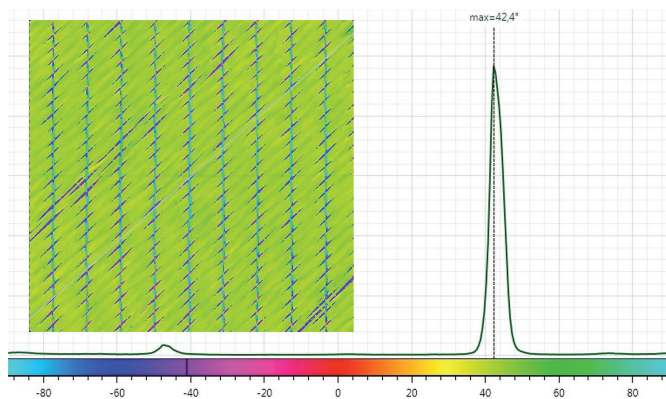


Abbildung 189: Ermittelte Faserwinkel eines vermessenen CF-Zuschnitts. Die Orientierung der Rovings (Peak rechts) sowie der Bindfäden (Peak links) ist deutlich erkennbar

Über das Messverfahren kann sowohl die ordnungsgemäße Ablageorientierung verifiziert als auch eine gewollte oder ungewollte Verscherung oder Verzerrung der einzelnen Faserbündel im Material überwacht werden. Am ZLP wird das von Profactor entwickelte

System mittels Industrierobotern und Offline-Programmierung in großen, komplexen Arbeitsräumen automatisiert angewendet. Die gewonnenen Daten werden ins 3D-Modell zurückgespielt und sind so beispielsweise mit Drapiersimulationen vergleichbar oder geben Aufschluss über die Reproduzierbarkeit der Drapierung.

### Closed-Loop-Produktion mittels Inline-QS am Beispiel des Widerstandsschweißens

Ziel der Qualitätssicherung für das elektrische Widerstandsschweißen ist, eine definierte Aussage über die gefertigte Schweißgüte geben zu können. Dazu sind vor allem die zwei Prozessparameter Fügedruck und Temperatur in der Fügezone von besonderem Interesse. Folgende Abbildung zeigt den konstruktiven Aufbau des vom ZLP Augsburg entwickelten Endeffektors für das elektrische Widerstandsschweißen. Ebenfalls kenntlich gemacht ist das Schema der Datengewinnung. Aufgezeichnet und ausgewertet werden Schweißstrom (1), Schweißspannung (2) und die Analogausgänge von zwei Positionstransmittern (3).

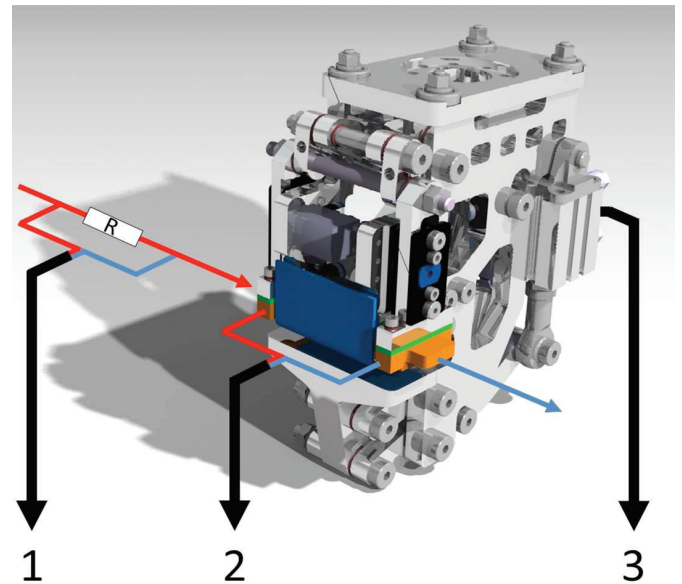


Abbildung 190: Endeffektor für das elektrische Widerstandsschweißen

Der Fügedruck wird über die Klemmbackenstellung am Endeffektor überwacht. Dazu nehmen zwei Positionstransmitter die Kolbenstellung der Pneumatikzylinder während eines Schweißvorgangs auf. Über das Übersetzungsverhältnis am Greifer kann so der Klemmbackenabstand überprüft und aufgezeichnet werden.

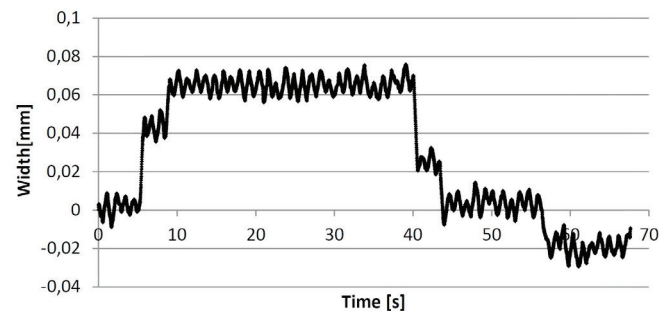


Abbildung 191 : Klemmbackenabstand während eines Schweißvorgangs

Für die Überwachung der Schweißtemperatur gibt es zwei Randbedingungen. Zum einen darf in der Fügezone keine Störkontur



vorkommen, dies schließt die Verwendung von Thermopaaren aus. Zum anderen ist die Zugänglichkeit stark eingeschränkt, sodass auch die Verwendung optischer Messgeräte, wie etwa eine Thermographiekamera, nicht möglich ist. Daher wird für die Überwachung die temperaturabhängige Widerstandsänderung des verwendeten VA-Mesh genutzt. Für diese Messgröße werden sowohl die Schweißspannung als auch der Schweißstrom während eines Schweißvorgangs aufgezeichnet. Das Verhältnis dieser beiden Größen beschreibt den gesuchten elektrischen Widerstand. Über eine Temperaturkalibrierkurve kann so dem Widerstand eine Temperatur zugeordnet werden.

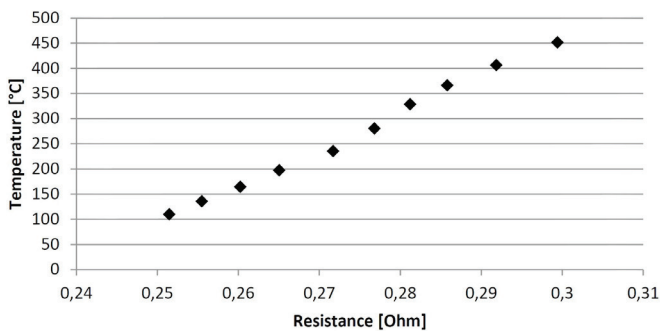


Abbildung 192: Zusammenhang zwischen Temperatur und elektrischem Widerstand

Dieser annähernd lineare Zusammenhang wird für die Überwachung des automatisierten Schweißprozesses genutzt, um mithilfe des gemessenen Stroms und der Schweißspannung eine Aussage über die Füge­temperatur treffen zu können.

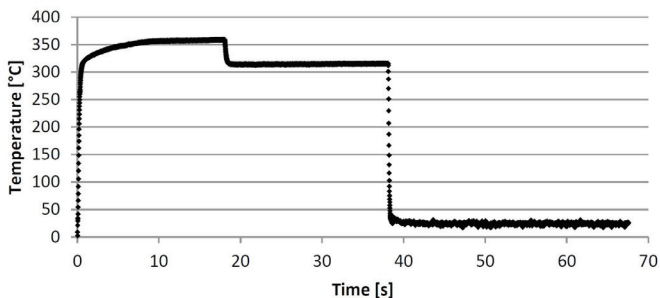


Abbildung 193: Beispielhafter Temperaturverlauf einer Schweißung

Da die Messung in-situ durchgeführt wird, kann sie für Regelungs- und Korrektur­zwecke verwendet werden. Beispielsweise kann damit eine Temperaturregelung implementiert werden oder bei fehlerhaften Setz­wegen die Haltezeit angepasst werden.

### Autonome, sensorgestützte Produktionssysteme

Im Sinne von „Industrie 4.0“ und „Factory of the Future“ wurde ein autonom arbeitendes, sensorbasiertes Preformsystem aufgebaut. Zur Realisierung im Full-Scale-Maßstab wurde ein autonom arbeitendes An­lie­fer­system für Zuschnitte verwendet. Diese Zuschnitte werden nun in einer industriellen Roboterzelle mit zwei Sech­sachs­ro­bo­tern auf einer gemeinsamen Linearachse vom An­lie­fer­system vollautomatisiert und autonom in das Preformtooling manipuliert. Zur Manipulation werden Endeffektoren verwendet, welche mit der nötigen Sensorik ausgestattet sind, um den Zuschnitt zu erkennen und zu greifen.



Abbildung 194: Zuschnittserkennungssystem für kooperierendes Greifen

Zum vollautomatisierten Handling werden die CAD-Daten des Toolings sowie das Plybook des Preforms benötigt. In einem ersten Schritt wird nun ein „Job Definition File“ generiert. Dieses File beinhaltet die Informationen über Ablegereihenfolgen, Grip- und Droppoints, TCP und Prozessparameter zum Heften der Zuschnitte. Die sogenannten Grip- und Droppoints werden im Vorhinein über die Saugerkonfiguration der verwendeten Endeffektoren des Manipulationssystems generiert. Sie beschreiben, wo der Endeffektor den Zuschnitt greifen muss und an welcher Position er in das Tooling abgelegt werden soll. Mithilfe dieser Daten kann nun die gesamte Preform autonom gelegt werden.

Das Anlieferungssystem bietet einen Zuschnitt an und der Roboter bringt das Kamerasystem in eine Detektionsposition über dem Zuschnitt. In diesem Schritt wird nun eine Aufnahme erzeugt und mit dem im „Job Definition File“ gelisteten Zuschnitt verglichen. Entspricht der angelieferte Zuschnitt dem File, wird das Kamerasystem in eine zentriertere Position über den Zuschnitt bewegt, um in einem zweiten Detektionsschritt eine genauere Position des Zuschnitts zu generieren. Diese Positionsdaten werden nun mit den Grippoints verrechnet, und die beiden Endeffektoren werden in eine Aufnahme­position gebracht. Nach der Aufnahme des Zuschnitts wird mithilfe einer automatisierten Bahnplanungssoftware ein Pfad für die Roboter generiert. Dieser Pfad beinhaltet die schonende Manipulation des Zuschnitts in Form einer Seil­kurve sowie eine kollisionsfreie und schnellstmögliche Roboterfahrt. Mithilfe dieses Pfades wird der Zuschnitt in eine Ablageposition innerhalb des Preformtoolings gebracht. Nun wird der Zuschnitt über die berechneten Drop­points an den Ablageort gebracht und mit Hilfe von Fixiereinheiten fixiert. Die Roboter bewegen sich über den generierten Pfad zurück zum Ausgangszustand und begeben sich in die Detektionsposition. Dieser Vorgang wird nun so lange wiederholt bis die Preform gefertigt ist.



## 2.4. Faserverbundstrukturen für die Verkehrstechnik

Gegenüber dem vorhergehenden Berichtszeitraum hat sich die Beteiligung des Instituts BT am Programm Verkehr wenig verändert. Im Rahmen der DLR-Meta-Projekte „Next Generation Car“ (NGC) und „Next Generation Train“ konzentrierte sich das Institut BT daher im Berichtszeitraum auf ausgesuchte, grundlegende wissenschaftliche Fragestellungen, die auf der Basis des Kompetenzprofils aus den Arbeiten zu Luft- und Raumfahrtthemen bearbeitet werden konnten. Im Wesentlichen waren dies Themen zur Simulation von Klebeverbindungen, des Crash-Verhaltens von textilbasierten CFK-Strukturen, zur Technologie der faserverstärkten Bremscheiben und zu crashspezifischen Bauweisen für den Zug der Zukunft.

### 2.4.1. Numerische Methoden

#### 2.4.1.1. Simulationenmethoden für Klebeverbindungen (NGC)

Im DLR-Meta-Projekt „Next Generation Car“ (NGC) werden wissenschaftliche Methoden und Technologien für das Automobil der nächsten Generation entwickelt und an unterschiedlichen Fahrzeugkonzepten demonstriert. Das Institut BT beteiligt sich mit seiner Kompetenz im Bereich faserverstärkter Werkstoffe und geklebter Fügungen unter statischen und kurzzeitdynamischen Belastungen in Test und Simulation. Für die Anwendung numerischer Modelle geklebter Fügungen im Multimaterial-Design sind zwei Herausforderungen zur Vorhersage des Fügeversagens von besonderer Bedeutung. Zum einen müssen praxistaugliche FE-Modelle in der Lage sein, sowohl die Dehnratenabhängigkeit der Klebstoffe für die Auslegung von statischen Lasten und Crashlasten abzubilden als auch die Bandbreite der mechanischen Eigenschaften von Struktur- und Montageklebstoffen abzudecken. Zum anderen besteht beim Einsatz von Fügepartnern aus FKV die Besonderheit, dass die Fügefestigkeit nicht nur durch die Festigkeiten des Klebstoffs oder des Laminats bestimmt sind, sondern in Abhängigkeit der „Out-of-Plane“-Belastungen ein vorzeitiges Versagen im Fugebereich durch Deckschichtversagen oder Delaminationen im Laminat eintreten kann.

Um Modelle von Klebeverbindungen bei realen Strukturen einsetzen zu können, kommen aufgrund der Berechnungszeiten nur sogenannte Kohäsivzonenmodelle infrage, bei denen die Versagensbeschreibung auf der Bruchmechanik beruht. Zur Gewinnung von Materialparametern für diese Modelle wurden durchgängige Testverfahren in Analogie und durch Modifikation etablierter Tests entwickelt, mit denen die erforderliche Bandbreite von Versagensarten, Prüfgeschwindigkeiten und mechanischen Eigenschaften der Klebstoffe untersucht werden können.

Eine besondere Herausforderung war die Identifikation eines Tests zur Bestimmung des Rissfortschritts bei reiner Mode-II-Belastung, der für verschiedenartige Klebstoffklassen, wie Struktur- und Montageklebstoffe, geeignet ist. Mit bisherigen Prüfansätzen konnte dies nicht gelöst werden. Der neue Ansatz ist, den Mode-II-Test durch einen Mode-III-Test zu substituieren, was innerhalb der Definition der Kohäsivzonenelemente zulässig ist. Mit diesem neuen Test konnte erstmals erfolgreich das dehnratenabhängige „Energieabsorptionsvermögen“ unter Schub für Struktur- und Montageklebstoffe bestimmt werden (Abbildung 195). Ein zusätzlicher Vorteil der Mode-III-Probe ist die geringe Masse im Vergleich zu herkömmlichen Mode-II-Proben.

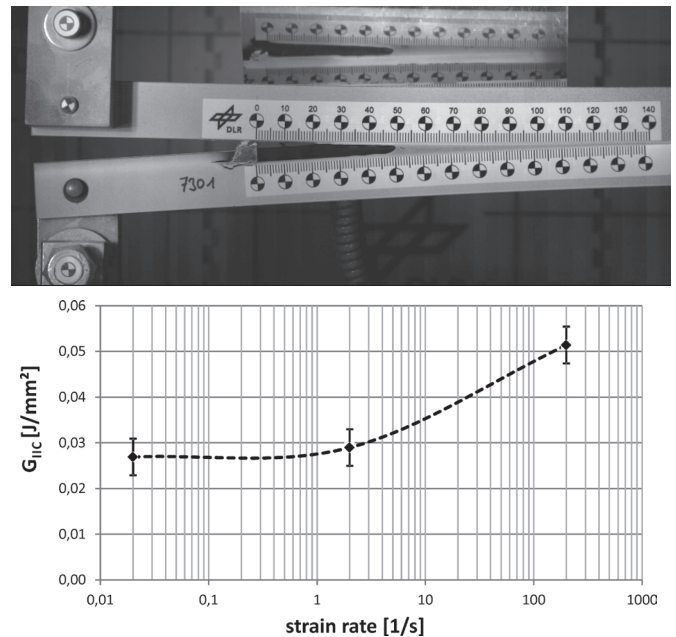


Abbildung 195: Bruchmechanischer Mode-III-Test einer Klebeverbindung unter kurzzeitdynamischer Belastung und dehnratenabhängiger Energieabsorption

Für die Vorhersage des Versagens geklebter Fügungen mit Fügepartnern aus FKV hatten numerische Untersuchungen an hochaufgelösten FE-Modellen gezeigt, dass insbesondere die „Out-of-Plane“-Festigkeiten der Deckschicht des Laminates bekannt sein müssen. Zur Bestimmung dieser Schubfestigkeiten wurde der wenig verbreitete Fünfpunktbiegeversuch für verschiedene Laminat-Einzelschichten untersucht und um eine Auswertemethode erweitert. Die Ergebnisse konnten mit einer hochaufgelösten Digital-Image-Correlation-Auswertung verifiziert werden (Abbildung 196). Die Festigkeiten der Einzelschicht wurden anschließend, zusammen mit den Ergebnissen aus den Klebstoffkennwerten, anhand von einfach überlappten Fügeproben validiert. Hierbei konnte die Versagensart der Fügung in Abhängigkeit von der Deckschicht richtig prognostiziert werden. Hierdurch können Fügestellen optimal gestaltet und das Potenzial von Klebstoff und CFK in hohem Maße ausgenutzt werden.

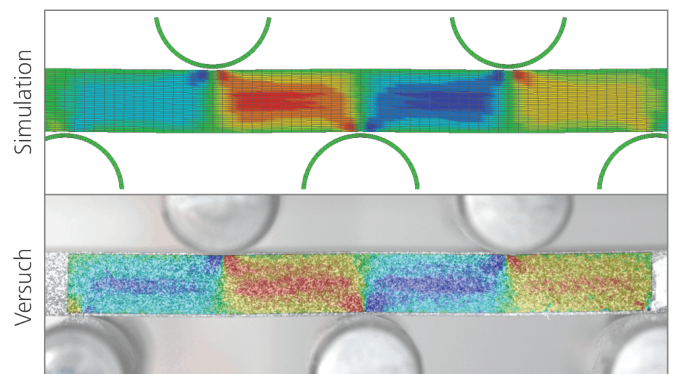


Abbildung 196: Vergleich der Dehnungsverteilung beim Fünfpunktbiegeversuch eines CFK-Laminats zwischen Simulation und Test

Für eine Anwendung der Ergebnisse auf Strukturen muss eine Validierung auf der Ebene generischer Bauteile erfolgen, bei der zudem der Einfluss mehrachsiger Belastungen berücksichtigt werden soll.

#### 2.4.1.2. Simulation des Crashverhaltens von textilbasierten Composites

Bei Strukturen aus FKV sind die Permutationsmöglichkeiten durch unterschiedliche Kombinationen von Faser- und Matrixwerkstoffen in Verbindung mit verschiedenen Textilarchitekturen nahezu unüberschaubar und gehen einher mit einer Vielzahl unterschiedlicher Werkstoffeigenschaften. Im Projekt DigitPro (Digitaler Prototyp) wurden numerische Methoden zur virtuellen Charakterisierung der mechanischen Materialeigenschaften textilbasierter Verbundlaminate entwickelt. Auf unterschiedlichen Modellierungsebenen (mikro, meso, makro) wurden komplexe Faser- und Textilarchitekturen, wie die von Geweben oder Geflechten, hochdetailliert abgebildet und die Materialkennwerte des textilen Faserkunststoffverbundes numerisch ermittelt. Ziel ist es, mit zuverlässigen numerischen Werkzeugen den bisher notwendigen experimentellen Aufwand signifikant zu reduzieren und langfristig durch „virtuelles Testen“ zu ersetzen.

Mit den erarbeiteten Methoden und Modellen können die realen Fertigungsrandbedingungen und -parameter sowie deren Einfluss auf die Textilarchitektur berücksichtigt werden. Auf mesoskopischer Ebene wurden dazu verschiedene Varianten geflochtener Lamine auf ihre Versagensmechanismen unter Zug, Druck und Schub untersucht. Die numerisch ermittelten Materialkennwerte wurden auf eine makroskopische Ebene für die Simulation von Stauchkörpern übertragen (Abbildung 197).

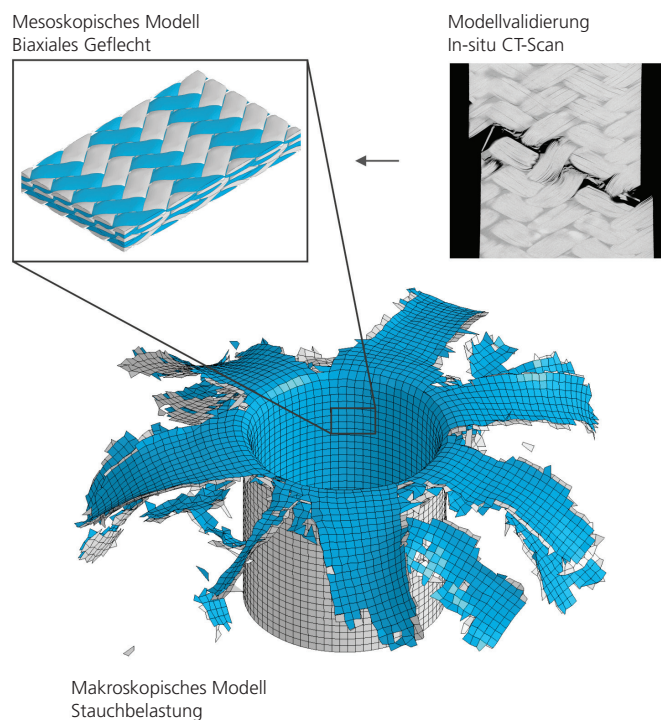


Abbildung 197: Darstellung des Mehrskalens-Ansatzes im Projekt DigitPro

Mit diesem Ansatz konnten nicht nur die Steifigkeiten und Festigkeiten des Werkstoffs bestimmt werden, sondern es konnte insbesondere auch das Energieabsorptionspotenzial der untersuchten Geflechtverstärkungen in Abhängigkeit vom Flechtwinkel ermittelt werden. Die numerischen Ergebnisse wurden durch experimentelle Tests an Flachproben und Stauchrohren validiert, die lokalen Versagensphänomene wurden anhand von CT-Scans ermittelt.

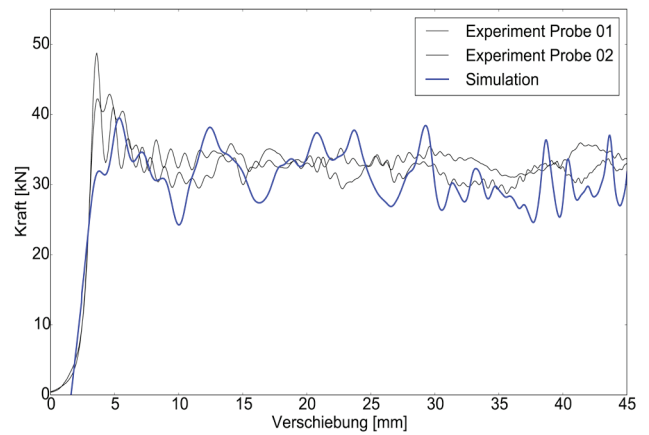


Abbildung 198: Ergebnisse für ein 30°-geflochtenes Stauchrohr bei 5 m/s

Durch den Vergleich zwischen Simulation und Experiment konnte die Leistungsfähigkeit der numerischen Modelle nachgewiesen werden (Abbildung 198). Die entwickelte Methodik wurde auf 2D-gewobene, 2D-geflochtene sowie auf „Open-Read-Weave“-Textilarchitekturen angewendet und wird für die Berechnung realer Automobilbauteile ins DigitPro-Projekt übertragen. Zudem wird die Methodik zur Untersuchung anderer Textilarchitekturen im Hinblick auf eine Optimierung der Bauteileigenschaften entsprechend erweitert.

### 2.4.2. Composite-Bauweisen für Automobil und Zug

#### 2.4.2.1. 3D-verstärkte faserkeramische Bremscheiben für Automobile

Das Institut BT hat ein neues Konzept zur Herstellung von einfachen Bremscheiben entwickelt. Motivation dafür ist der Einsatz solcher Bremscheiben für Elektrofahrzeuge, bei denen neben dem rekuperativen Bremssystem ein konventionelles Bremssystem als redundante Notfallbremse erforderlich ist. Wegen der hohen Korrosionsstabilität sind hier keramische Bremscheiben besonders geeignet.

Die Basis des neu entwickelten Bremsenkonzepts bildet eine gestrickte Faserpreform. Neben einer Radialverstärkung aufgrund der endlosen Faserverstärkung durch den Maschenbildungsprozess bietet die Weiterverarbeitung zusätzlich auch eine Verstärkung der Struktur entlang der Z-Achse. Dies wird durch die Aufwicklung eines Kohlenstofffaserrundgestricks zu einem Torus ermöglicht, welcher im Anschluss zur CFK-Erstellung mit einem Phenolharz-Precursor verpresst wird (Abbildung 199).



Abbildung 199: Erstellung der Faserpreform

In Kooperation mit der Firma Buck GmbH können Kohlenstofffaser-gestricke unterschiedlicher Durchmesser erstellt werden, welche einem optimierten Warmpressprozess, anschließender Pyrolyse und Flüssigsilizierung unterzogen werden. Die in diesem Prozess entstehende C/C-SiC-Keramik unterscheidet sich vor allem in ihrer Mikrostruktur von den bisher verwendeten Werkstoffen. Es entsteht ein Werkstoff, der neben einer endlosen triaxialen Verstärkung mit Kohlenstofffasern eine von SiC umrahmte Blockstruktur aufweist. Dies garantiert zum einen eine hohe Schadenstoleranz der keramischen Bremsscheibe und eine im Vergleich zu bisherigen Bremsenwerkstoffen geringe thermische Ausdehnung speziell bei hohen Temperaturen.

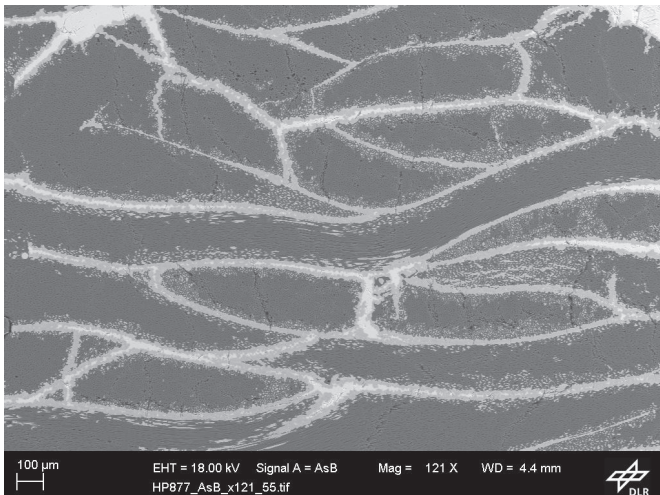


Abbildung 200: Mikrostruktur einer gestrickten Bremsscheibe

Mit diesem Werkstoff ist es möglich, einen keramischen Bremsenwerkstoff zu erstellen, der nur wenig freies Silizium als intergranuläre Phase bietet (Abbildung 200). Zudem können gestrickte Faserverbunde reproduzierbar delaminationsfrei bei gleichzeitiger Volumenkonstanz des Bauteils über den Herstellungsprozess hergestellt werden (Abbildung 201).

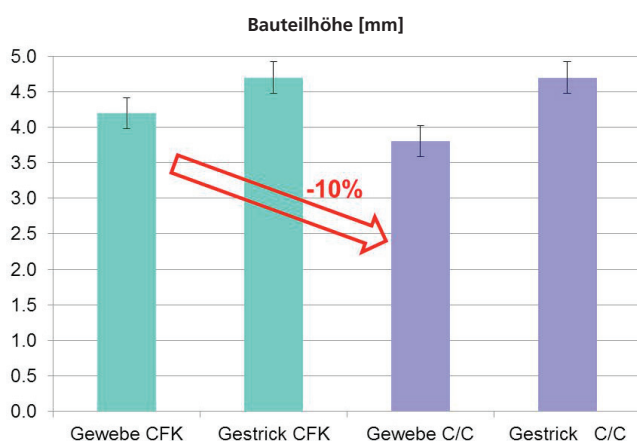


Abbildung 201: Bauteilschrumpfung über den Herstellungsprozess

Die multidirektionale Faseranordnung innerhalb der C/C-SiC-Bremsscheibe führt dazu, dass die Festigkeit in axialer Richtung gegenüber herkömmlichen Keramikbremsen um den Faktor 2 gesteigert werden kann. Damit können die Scheiben auch sehr dünn ausgelegt werden, womit im Gesamtsystem eine zusätzliche Masseneinsparung möglich ist.

Aktuell werden in Kooperation mit der Universität Bayreuth Prüfstandtests durchgeführt, um die Friktionseigenschaften zu bestimmen. Des Weiteren wurde auf der Basis von Kurzfasercarbonvliesen eine neuartige In-situ-Reibschicht entwickelt, die jetzt ebenfalls auf ihre tribologischen Eigenschaften untersucht wird. Der gesamte Herstellprozess der gestrickten Bremsscheibe ist auf eine vollständige Automatisierbarkeit hin ausgelegt. Damit soll die Scheibe bei einer industriellen Produktion kostengünstig hergestellt werden können.

#### 2.4.2.2. Bauweisen für den Zug der nächsten Generation

Im Meta-Projekt „Next Generation Train“ (NGT) arbeiten Wissenschaftlerinnen und Wissenschaftler aus neun DLR-Instituten interdisziplinär an den zentralen Fragestellungen für Hochgeschwindigkeitszüge (High Speed Train, HST) der nächsten Generation. Das Institut BT untersucht neuartige Konzepte zur Energieabsorption im Crashlastfall Zug gegen Zug. Dieser Crashlastfall ist insbesondere von Bedeutung, da erwartet wird, dass der NGT-HST über ein eigenes Gleisbett ohne Kreuzungspunkte mit dem allgemeinen Schienennetz für den Mischverkehr und das Straßennetz verfügt. Somit können Kollisionen mit Güterwagen und Straßenfahrzeugen nach DIN EN 15227 ausgeschlossen werden. Hierdurch ergeben sich größere Freiheiten bei der aerodynamischen Auslegung der Vorderwagen. Forschungsbedarf besteht für neue Ansätze zur Energieabsorption im Crashlastfall Zug gegen Zug bei niedrigen Geschwindigkeiten.

Im Projekt NGT wird des Weiteren von einer optischen statt einer mechanischen Kupplung zwischen zwei Zugeinheiten ausgegangen. Die Kommunikation zwischen mehreren Triebzügen erfolgt über einen redundanten Multi-Sensor-Ansatz, z. B. mit LIDAR, Radar, Kamera und/oder weiteren geeigneten Systemen. Durch den Wegfall der Kupplung, die auch als Crashelement diente, ergeben sich neue Gestaltungsmöglichkeiten des Vorderwagens hinsichtlich einer Optimierung bezüglich dessen Crasheigenschaften. Ein innovatives Konzept ist das Einbeziehen der Außenstruktur in die sogenannte Crashkaskade. Durch umfangreiche Untersuchungen, sowohl numerisch als auch experimentell, konnten wichtige Zusammenhänge zwischen unterschiedlichen geometrischen und fertigungstechnischen Parametern gefunden und eruiert werden. Um an einer bestimmten Position an einem bestimmten Zeitpunkt des Crashlastfalls entsprechend exakt Energie absorbieren zu können, wurden unterschiedliche Ansätze zur Versteifung der Außenstruktur entwickelt. Diese Arbeiten mündeten in mehrere Erfindungsmeldungen.

Zum Abgleich und zur Untersuchung von mehrskaligen numerischen Werkstoffmodellen mit Fokus auf das Absorptionsverhalten von glasfaserverstärkten Gewebelaminaten mit Epoxidharzmatrix wurden umfangreiche Testkampagnen von Probekörpern mit unterschiedlichen Wandstärken und Öffnungswinkeln durchgeführt. In Abbildung 202 sind beispielhaft unterschiedliche Probekörper im Maßstab 1:10 zu sehen, welche bei Prüfgeschwindigkeiten von 10 m/s gestaucht wurden.





Zur Steuerung des Absorptionsniveaus und zur Steigerung der Absorptionseffizienz wurden Zugnasen mit Sandwichaufbau konzipiert. Verschiedene Ausführungen hierzu sind in Abbildung 204 zu sehen.

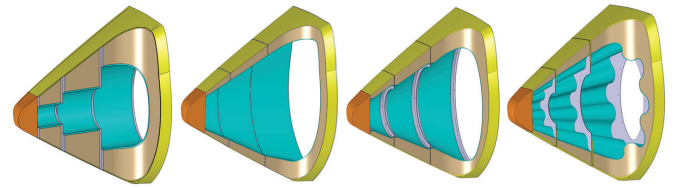


Abbildung 204: Konzepte für Zugnasenstrukturen mit Sandwichaufbau

Ziel ist die Steuerung der Crash-Kaskade für die unterschiedlichen, aber für den gesamten Zugverbund erforderlichen Lastniveaus, welche sicherstellen, dass die Beschleunigungen für die Passagiere und den Triebwagenführer unterhalb der in der Norm vorgegebenen Grenzen liegen und die maximal zulässigen Verformungen für die Passagierzonen nicht überschritten werden. Durch die Segmentierung in seriell angeordnete Crash-Elemente wird eine Reduzierung der Reparaturkosten erwartet für die Fälle, bei denen die Aufprallenergie unterhalb des in der Norm geforderten Wertes liegt/bleibt. Auch der Stauchtest für die zweite Segmentstufe im Maßstab 1:3 und dessen Simulation stimmen mit sehr hoher Genauigkeit überein (Abbildung 205).

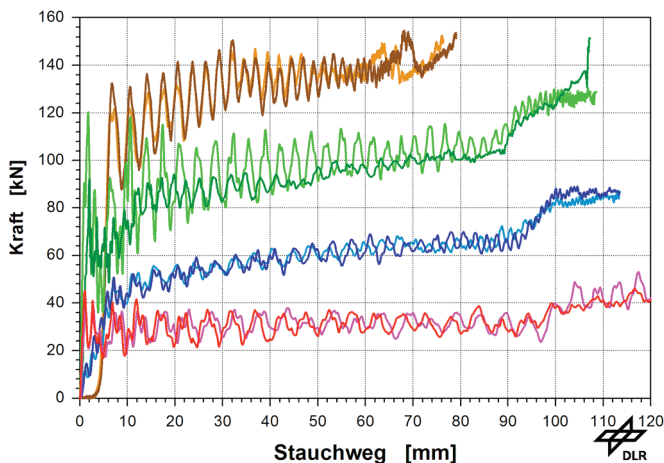


Abbildung 202: Beispielhafte Ergebnisse für kurzzeitdynamische Stauchversuche

Mit den an Basis-Probekörpern erarbeiteten Werkstoffmodellen wurden numerische Berechnungen an der NGT-HST-Nasenkontur mit monolithischem Lagenaufbau im Maßstab 1:10 und im Maßstab 1:3 durchgeführt. In Abbildung 203 ist eine im Fallturm getestete monolithische Zugnase im Maßstab 1:3 zu sehen, der das korrespondierende FE-Modell unter gleicher Belastung gegenübergestellt ist. Die Abweichung zwischen Experiment und Simulation im Stauchweg, der eine wesentliche Kenngröße für das Absorptionsverhalten ist, beträgt hier nur ca. 5 %.

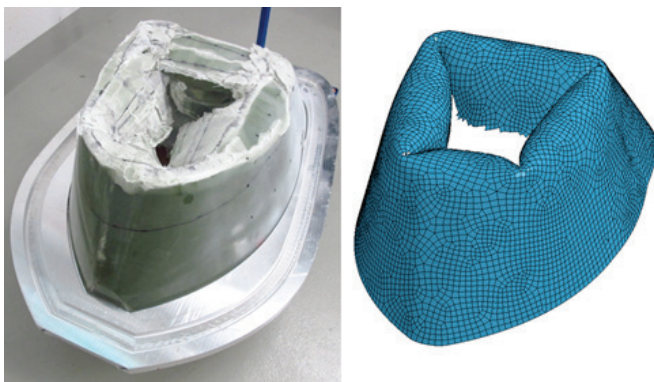


Abbildung 203: Monolithische Zugnasenstruktur nach kurzzeitdynamischem Stauchtest (Test vs. Simulation)

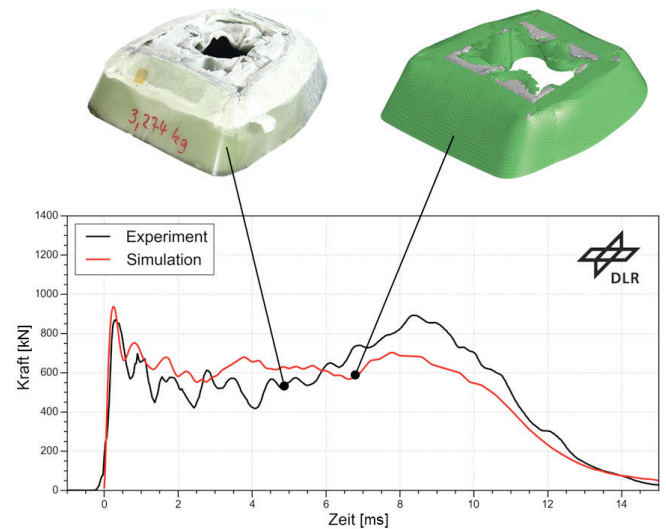


Abbildung 205: Ergebnisse für einen Stauchtest an Segmentstufe 2 (Maßstab 1:3)

Weitere Untersuchungen werden durchgeführt, durch die sowohl eine Reduzierung des Fertigungsaufwands als auch eine Kostenreduzierung durch den Einsatz sogenannter „Low-Cost“-Werkstoffe erwartet wird.

## 2.5. Bauweisen für die Energietechnik

Der Bedarf an hochtemperaturbeständigen Strukturen hat seit 2012 zu verschiedenen Kooperationsprojekten mit den Nachbarinstituten VT und TT in Stuttgart geführt. Besonders zu erwähnen sind die Projekte zur Entwicklung eines Hochtemperatur-Wärmetauschers aus SiC-Keramik und die Entwicklung eines Flammrohrs aus oxidischem CMC-Material (WHIPOX®, DLR WF) für die Mikrogasturbine zusammen mit MAN Diesel & Turbo SE. Für die Energietechnik ermöglichen keramische Strukturen höhere Lebensdauern bei höheren Einsatztemperaturen. DLR BT baute für die Entwicklung des HT-Wärmetauschers seine Fertigungstechnologie für großflächige Bauteile aus und konnte somit den Werkstoff MiCaSiC®, der ursprünglich für militärische Schutzanwendungen entwickelt wurde, auf energietechnische Anwendungen übertragen. Mit der Entwicklung des oxidischen Flammrohrs konnte BT seine Kompetenzen in den Bereichen Design, Auslegung und Testing von CMC-Komponenten für Heißgasanwendungen ausbauen. Durch die atmosphärischen Brenntests beim DLR-Institut für Verbrennungstechnik (VT) wurden die Eignung des Werkstoffs, des Designs und der Anbindung für Anwendungen in der Mikrogasturbine bestätigt. Im nächsten Schritt werden die Anwendung und Untersuchung des WHIPOX®-Flammrohrs in der Mikrogasturbine angestrebt. Die Prüfstände von VT in Stuttgart ermöglichen die Lebensdauerbewertung unter Maschinenbedingungen. Die Erkenntnisse aus dem Bereich der Energietechnik ergänzen die Untersuchungen im Bereich der Fluggasturbine und liefern gemeinsam die Grundlage zur Bewertung des Anwendungspotenzials von CMC für unterschiedliche Turbinenkomponenten.

Aufgrund der geringen Verfügbarkeit von Grundfinanzierung aus dem Programm Energie konzentrieren sich die Arbeiten im Institut BT auf einige wenige Teilaspekte der Energietechnik.

### 2.5.1. Wärmeübertrager

Wärmeübertrager sind Schlüsselkomponenten in der Energie-, Prozess- und Anlagentechnik. Allerdings ist bis heute eine Wärmerückgewinnung in einem Temperaturbereich  $> 800\text{ °C}$  und die Rückführung von Wärme in den Produktionsprozess noch nicht möglich. In den meisten Fällen kann die Abwärme bisher nicht sinnvoll genutzt werden, was zu hohen Energiekosten führt.

Um eine marktfähige Technologie für Wärmeüberträger oberhalb der genannten Temperatur anbieten zu können, wurden zwischen 2010 und 2012 in einem institutsübergreifenden Projekt DLR-Kompetenzen auf den Gebieten Wärmetechnik, Wärmeübertragerauslegung und Wärmeübertragertest am Institut für technische Thermodynamik (TT) und auf den Gebieten Verbundkeramiken, SiC-basierte Hochleistungskeramiken und Fertigungstechniken zur Herstellung keramischer Bauteile am Institut BT zusammengeführt.

Das Projekt „Entwicklung eines hochtemperaturtauglichen Funktionsmusters für ein keramisches Plattenwärmeübertragermodul“ soll im genannten Arbeitsbereich  $> 800\text{ °C}$  eine effektivere Energieausbeute ermöglichen. Aus marktrelevanten Überlegungen wurde hierfür auf kostengünstige SiC-Werkstoffe zurückgegriffen.

Zur Umsetzung komplexer Plattenstrukturen aus geschlossenen Prozessgas- und Rauchgasgeometrien wurden bestehende Herstellverfahren von SiSiC-Materialien weiterentwickelt und angepasst. Verarbeitet wurden eigens entwickelte und verarbeitete Pressmassen aus Aktivkohle, Phenolharzen und Bindersystemen. Das in Zusammenarbeit mit TT entwickelte Wärmeübertragermodul-Design wurde über die In situ-Fügetechnik einzelner Plattenmodule bei der Silizierung realisiert, die aus den Plattenhalbzeugen herausgearbeitet wurden. Nach Fügung und Keramisierung bzw. Konvertierung zu monolithischem SiSiC konnte ein gasdichter, designgerechter Test-Demonstrator gefertigt werden.

Dieses Funktionsmuster konnte in einer hierfür aufgebauten Versuchsanlage unter verschiedenen Einstellparametern einem realen Funktionstest unterzogen werden. Es konnte mit dem Bauteil gezeigt werden, dass komplexe Kanalstrukturen herstellbar sind und dass die filigranen Stege auch bei der Flüssigmetallinfiltration mit Si erhalten bleiben. Ferner wurde nachgewiesen, dass die Fügetechnik die Herstellung gasdichter Bauteile ermöglicht. Die Erkenntnisse aus diesem Projekt fließen in die Neuentwicklungen „3D-Druck über FFF“ sowie in die Herstellung von gefügten Sandwichstrukturen aus C/C-SiC ein.

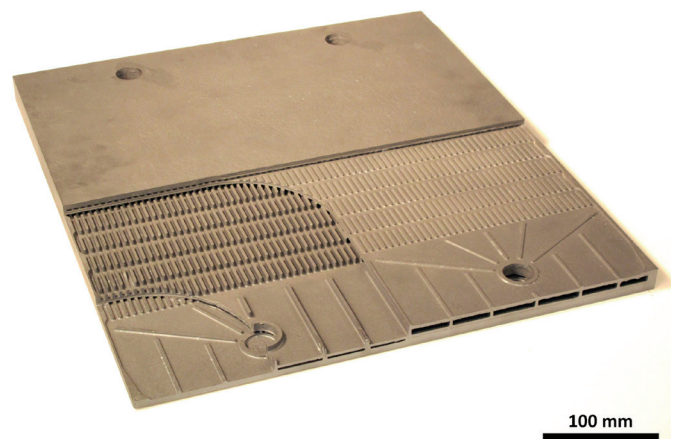


Abbildung 206: Modular aufgebauter Wärmeübertrager mit komplexer Kanalstruktur

### 2.5.2. Mikrogasturbine

Hohe Wirkungsgrade über 35 % sind für zukünftige Mikrogasturbinen eine Priorität. Durch eine Temperaturerhöhung in Brennkammer- sowie Turbinenbereichen kann der Wirkungsgrad erhöht werden. Verglichen zu den aktuell verwendeten Legierungen ermöglichen faserverstärkte keramische Werkstoffe höhere Einsatztemperaturen. Oxidische faserverstärkte keramische Werkstoffe – wie das im Institut WF entwickelte WHIPOX® (W<sup>o</sup> und Highly Porous Oxide Composite) – bieten in stationären Gasturbine ein großes Einsatzpotenzial für gering gekühlte Brennkammern und Flammrohre.

In Kooperation mit den DLR-Instituten VT und WF und dem Industriepartner MAN Diesel & Turbo SE wurden WHIPOX®-Flammrohre entwickelt und getestet. Das Institut BT führte die numerische thermomechanische Vorauslegung des Bauteils durch. Darauf aufbauend wurden WHIPOX®-Flammrohre vom Institut WF hergestellt. BT hat 2015 bis 2016 ein Instrumentierungskonzept entwickelt, an einem Dummy-Bauteil geprüft und an den atmosphärischen Prüfstand des Instituts VT angepasst (Abbildung 207). Anschließend

wurde 2016 ein Flammrohr bei verschiedenen Lastfällen unter atmosphärischen Heißgasbedingungen getestet. Flammentemperaturen bis 1845 °C wurden erreicht (Abbildung 208). Trotz Kerben-Einbringung, die für die Instrumentierung benötigt wurden, blieb das WHIPOX®-Flammrohr unbeschädigt. Das Flammrohr ist somit für weitere Versuche in einem geschlossenen Mikrogasturbinenprüfstand qualifiziert.

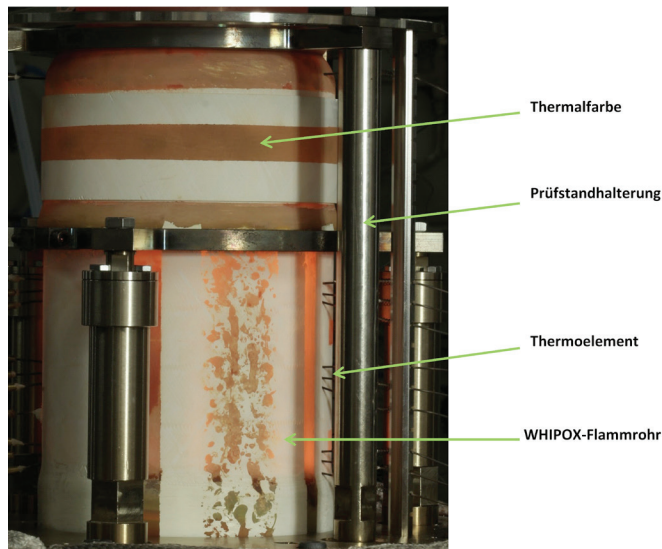


Abbildung 207: WHIPOX®-Flammrohr während eines atmosphärischen Heißgasversuchs (Prüfstand DLR-Institut für Verbrennungstechnik)

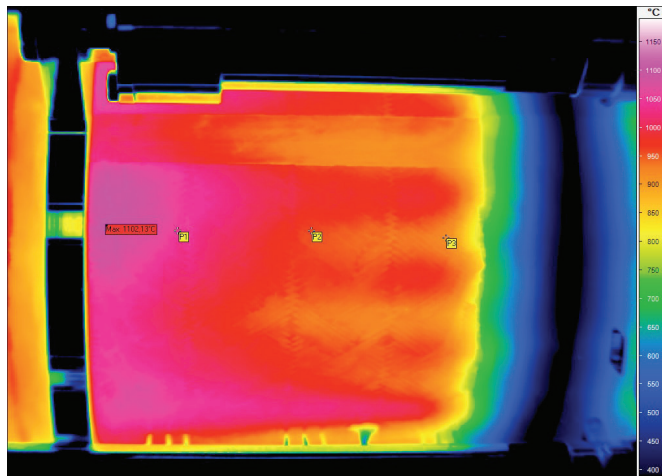


Abbildung 208: Temperaturen (Infrarotkamera) des WHIPOX®-Flammrohres während eines atmosphärischen Heißgasversuchs (rechts: Brenner, links: Gasausgang), Skala von 400 °C (dunkelblau) bis 1150 °C (rosa)

Nichtoxidische faserverstärkte SiC/SiC-Werkstoffe sind auch potenzielle keramische Werkstoffe für den Einsatz in Mikrogasturbinen. Verglichen zu Oxidkeramiken wie beispielsweise WHIPOX® haben SiC/SiC-Werkstoffe neben den hohen Kosten die Nachteile, dass ein Schutz gegen Oxidation zwingend nötig ist. Jedoch sind die höheren thermomechanischen Eigenschaften, längere Lebensdauererwartungen sowie die höhere Wärmeleitfähigkeit von SiC/SiC-Werkstoffen vorteilhaft für die Anwendung in Mikrogasturbinen. Mittelfristige Ziele des Instituts BT sind die Herstellung, Auslegung und Tests unter atmosphärischen Bedingungen von den im BT entwickelten SiC/SiC-Werkstoffen im Mikrogasturbinenbereich.

## 2.6. Zusammenfassung und Ausblick

Das Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie (BT) konzentriert sich mit seinen Forschungsarbeiten auf Bauweisen und Strukturtechnologien für Hochleistungsstrukturen der Luft- und Raumfahrt, des bodengebundenen Verkehrs und der Energietechnik. Aufgrund der begrenzt verfügbaren Grundfinanzierung der Programme Verkehr und Energie konnte sich das Institut BT in diesen Bereichen im Berichtszeitraum nur in geringem Umfang einbringen. Die Schwerpunkte der Forschungsarbeiten liegen daher in der Luftfahrt und der Raumfahrt. Das Institut hat sein Forschungsprofil im Bereich der Leichtbauweisen und Hochleistungsstrukturen in den letzten sechs Jahren an den beiden Standorten Stuttgart und Augsburg weiter ausgebaut. In Zusammenarbeit mit dem Institut für Werkstoffforschung (WF) verfolgt das Institut BT konsequent die Strategie der prozesskettenorientierten Forschung „Vom Werkstoff zum Demonstrator und zur automatisierten Produktion“. Im Rahmen der Digitalisierung und der strategischen Ausrichtung des DLR in Richtung „Virtual Product“ bzw. „Virtual Airframe“ und „Virtual Engine“ wurden neben den Forschungsarbeiten an Strukturen, Demonstratoren und Herstellungsverfahren in zunehmendem Umfang auch die dazugehörigen digitalen Zwillinge entwickelt.

Für **Luftfahrtstrukturen** spielt dabei die Entwicklung einer gekoppelten Vorauslegungsplattform für Rumpf-, Flügel- und Hochauftriebsstrukturen, zusammen mit DLR-Partnerinstituten, eine entscheidende Rolle, die auch numerische Modelle für Crash- und Impactlasten beinhalten. Darauf baut die Detailauslegung neuer monolithischer und hybrider Leichtbaulösungen auf der Basis von faserverstärkten polymeren Werkstoffen und Leichtmetallen und deren Bewertung hinsichtlich der strukturmechanischen Leistungsfähigkeit und des Leichtbaupotenzials auf. Im Fokus stehen dabei Primärstrukturen aus Faserverbundkunststoffen (FVK), die über Vakuum-Verfahren (Out-of-Autoclave) hergestellt werden. Getrieben vom industriellen Interesse, aber auch vom Leichtbaupotenzial und verbesserten Halbzeugen, konnten im Berichtszeitraum parallel zu den duromeren FVK-Strukturen die seit mehr als 15 Jahren aufgebauten Kompetenzen zu den thermoplastischen Verbundwerkstoffen deutlich ausgebaut werden. Automatisiertes Tapelegen, Umformung, Hybridisierung und Schweißtechnik eröffnen neue Designfreiräume und damit das Potenzial für leistungsfähige und wirtschaftliche Strukturen. Das Institut geht hier bis hin zur Entwicklung von fliegenden Komponenten wie z. B. der Belly Pod des DLR-Experimentalflugzeugs HALO. Dafür werden die numerischen Werkzeuge für die Nutzung zur virtuellen Zertifizierung und Zulassung ausgebaut und validiert. Der Fokus auf die Vakuumtechnologie bei duromeren FVK und der Ausbau der Thermoplasttechnologie stellt auch die grundsätzliche fachliche Abgrenzung und die Schnittstelle zur Kooperation mit dem Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (FA) in Braunschweig und Stade dar.

Auch für die **Fluggasturbine** ist die Entwicklung einer Simulationsplattform aus gekoppelten numerischen Tools in Zusammenarbeit mit Partnern aus dem DLR und der Industrie ein zentrales Element der Forschungsarbeiten zur Vorauslegung und zur multidisziplinären, evolutionären Optimierung für Verdichterstufen, Brennkammerstrukturen und zukünftig auch Turbinenkomponenten und deren Bewertung hinsichtlich Leistung und Kosten. Der Fokus des Instituts liegt auf den strukturmechanischen Werkzeugen inklusive dem Sonderlastfall Hochgeschwindigkeitsimpact (HVI). Darauf auf-



bauend entwickelt das Institut neue Verdichterstrukturen, wie z. B. einen segmentierten Titan-Rotor, ein Outer-Guide-Vain (OGV) und einen CRISP-Rotor, beide aus carbonfaserverstärktem Thermoplast (CF-TP), und deren Fertigungs- und automatisierten Produktionstechnologien. Grundlage für die Entwicklung neuer emissionsarmer, minimal gekühlter Brennkammern und Turbinenkomponenten sind hochtemperaturbeständige und schadenstolerante Faserkeramiken (CMC). Aus dem Institut WF fließt hier die Klasse der oxidischen CMC ein, während am Institut BT der Fokus der Forschungsarbeiten auf neuen Carbon- und SiC-basierten CMC liegt. Die Steigerung der Anwendungstemperaturen und der Lebensdauer steht hier im Vordergrund und münden in die Entwicklung von SiC-Faser-verstärkten SiC-CMC und refraktären Ultra-High Temperature Ceramics (UHTC). Für die Auslegung der CMC-Komponenten arbeiten die beiden Institute BT und WF an mikro- und mesoskaligen Werkstoffmodellen zur Beschreibung der Schadensmechanismen. Alle hergestellten Strukturmodellversuche gehen in die spezifischen Prüfstände bei DLR-Partnerinstituten, um die berechnete Leistung und damit die numerischen Tools zu validieren.

Für Raumfahrzeuge bieten die polymeren und keramischen Faserverbundwerkstoffe ein außergewöhnliches Potenzial für die Steigerung von Leistungsfähigkeit und Wirtschaftlichkeit. In Kooperation mit der Industrie und gefördert durch das Land Bayern hat das Institut den Forschungsschwerpunkt **Raumfahrtträgerstrukturen** aufgebaut. Im Vordergrund der Arbeiten steht dabei die Entwicklung von FVK-Leichtbaustrukturen für das Boostergehäuse der Ariane 6 und für Miniträger (Sounding Rockets), deren Fertigungs- und automatisierte Produktionsverfahren und Herstellung im Maßstab 1:1. Die Arbeiten gründen auf dem Vakuumverfahren und der Thermoplasttechnologie und beziehen in Zusammenarbeit mit dem Institut WF auch neue Lösungen für die thermische Isolation mit ein. Durch die industriellen Tests der Full-Scale-Demonstratoren fließen wertvolle Informationen für die Validierung und Optimierung der Auslegung und zur Struktur- und Werkstoffarchitektur wieder zurück ins Institut. Zusammen mit der Industrie haben sich das DLR und das Institut BT damit eine starke Position im Forschungsbereich der wirtschaftlichen Trägerstrukturen erarbeitet. Ein weiterer, mit Blick auf die US-amerikanischen Aktivitäten im Trägerbereich sehr wichtiger Baustein für wirtschaftliche Träger ist die **Technologie der Rückführbarkeit**. Hier hat das Institut seine langjährigen Arbeiten zur Entwicklung von rückkehrfähigen, hybriden Bauweisen auf der Basis von CMC, passiven Thermalschutzsystemen, Ablatoren und aktiv gekühlten Strukturen weiter ausgebaut. Die international viel beachteten Flugexperimente mit SHEFEX I und II (Sharp Edge Flight Experiment) und auch die Beteiligung an internationalen Hyperschallflugexperimenten ließen das enorme Potenzial der neuen facettierten, hybriden Bauweisen erkennen. Diese Ergebnisse fließen nun in das weiterführende DLR-Projekt REFEX ein.

Auch bei den **Raumfahrtantrieben** eröffnen die Faserkeramiken neue Potenziale. Neue Injektoren mit porösen CMC-Inserts zeigen im Prüfstandsversuch im Zusammenspiel mit neuen Brennkammerkonzepten wie der patentierten, aktiv gekühlten Hyperboloidschubkammer, ebenso aus porösem CMC, neue Bereiche der Effizienzsteigerung. Die Nutzung von CMC in Raumfahrtantrieben, insbesondere für die kleineren Satellittriebwerke, stellt große Herausforderungen an die Materialqualität und die Fertigungsverfahren. Auf Basis neu entwickelter Simulationswerk-

zeuge hat das Institut erstmalig eine faserkeramische C/C-SiC-Düse entwickelt, die den hohen Anforderungen an Dichtheit und Delaminationsfreiheit genügt. Der nächste Schritt ist der Bau und der Test einer Schubkammer neuer Technologie zusammen mit der Industrie.

Gefördert durch das Land Baden-Württemberg und in Kooperation mit Partnern aus Forschung und Industrie hat das Institut BT im Jahre 2017 begonnen, den neuen Themenschwerpunkt **„Wirtschaftliche Satellitenstrukturen“** als dritte Säule in der Raumfahrt aufzubauen. Der durch die sogenannten „Constellations“ erzeugte Druck zur Reduktion der Kosten um 90 % kann nur über neue Satellitenarchitekturen und Produktionsverfahren wie den 3D-Druck beantwortet werden. In Zusammenarbeit mit dem Institut WF wird das Institut BT neue Lösungen für 3D-gedruckte Komponenten, CMC-Strukturen und neue Architekturen erarbeiten.

Ein wesentlicher Kostentreiber in der Luft- und Raumfahrt ist der heute noch hohe Anteil an manuellen Fertigungsschritten in der Produktion. Ein zentrales Element der Kostensenkung durch Reduktion der Leadtime und Verbesserung der Qualität ist die **Automation der Produktion**. Dazu hat das Institut die Produktionsforschung in Augsburg weiter ausgebaut. Ein in Zusammenarbeit mit der Industrie und dem DLR-Institut für Robotik und Mechatronik entwickeltes, international einzigartiges Roboterfeld ist die Basis der Entwicklung von neuen Automations- und Handhabungstechnologien im Full-Scale-Maßstab. Forschungsschwerpunkt ist die Kooperation und präzise Steuerung der Roboter, die Entwicklung neuer robotischer Systeme für die Produktion und die Kooperation zwischen Mensch und Maschine sowie deren Anwendung in automatisierten Produktionsprozessen für duomere und thermoplastische FVK- und hybride Laminat-Strukturen. In diesem Zusammenhang arbeitet das Institut ebenso an neuen Greifer- und Ablegesystemen wie auch an der prozessintegrierten Qualitätssicherung. All diese Arbeitsschwerpunkte fließen in einen durchgängigen Produktionsprozess für Komponenten im Full-Scale-Maßstab (ca. 4 m x 8 m) ein, dessen Module weiter automatisiert werden. Dies ermöglicht dem Institut BT die Bewertungsfähigkeit von produktionstechnischen Einzeltechnologien im Kontext des Gesamtprozesses. Diese Ergebnisse fließen in das Design und die Auslegung von Strukturen bei BT in Stuttgart ein und berücksichtigen damit die produktionstechnischen Rahmenbedingungen im Sinne eines „Design to Production“ im Designprozess.

Die zukünftigen Arbeiten werden stark geprägt sein von der Dynamik, den Anforderungen aber auch den Chancen der **Digitalisierung**. Daher hat das Institut in den letzten Jahren begonnen, das Thema Datenmanagement und Datenanalyse im Sinne der **Industrie 4.0** aufzubauen. Dieses Thema wird in den nächsten Jahren an den beiden Standorten des Instituts BT und dem Institut WF weiter ausgebaut werden. Das prozesskettenübergreifende Datenmanagement wird der Schlüssel für den effizienten Ausbau der Strategie der prozesskettenorientierten Forschung vom Werkstoff zum Demonstrator bis zur Produktionstechnik sein.

Das Institut BT fokussiert auf Technologien für die Luft- und Raumfahrt, nutzt diese aber auch für Innovationen im bodengebundenen Verkehr und in der Energietechnik. Beispiele dafür sind das Crashverhalten von FVK-Strukturen oder die textiltechnisch hergestellten

faserkeramischen Bremsscheiben für das Automobil und den Zug der nächsten Generation. Für die Energietechnik steht die Nutzung der Keramiktechnologie für Wärmeübertrager und für Brennkammern für stationäre Gasturbinen im Vordergrund. Auf der Basis des Kompetenzprofils in der Luft- und Raumfahrt gibt es hier noch hohes Entwicklungspotenzial für das Institut BT.

# 3. Kooperationen

Entlang der Strategie der prozesskettenorientierten Forschung für Bauweisen und Strukturtechnologien hat das Institut BT sein Kooperationsnetzwerk im Berichtszeitraum gezielt ausgebaut. Neben den Kooperationen mit DLR-Instituten und Partnern der Industrie steht die wissenschaftliche Zusammenarbeit mit nationalen und internationalen Universitäten und Forschungseinrichtungen im Vordergrund. Zudem erfolgte im Berichtszeitraum die gemeinsame Berufung des Leiters der Abteilung „Keramische Verbundstrukturen“ zusammen mit dem KIT. Dies garantiert in diesem ausgewählten Fachbereich eine nachhaltige Zusammenarbeit und den Rückfluss der wissenschaftlichen Neuheiten in die Lehre am KIT. Ein weiterer Ausbau der gemeinsamen Berufungen auf Abteilungsleitersebene ist in den nächsten Jahren geplant.

Die folgende Auflistung gibt einen Überblick über das Kooperationsnetzwerk des Instituts zum Ende des Berichtszeitraums.

## 3.1. Kooperationen mit der Industrie

### Nationale Kooperationen

- Airbus Helicopters Deutschland GmbH: Birdstrike on windshields; kombinierte CFK-Bearbeitungsmethoden (Laser, Fräsen) mittels Roboter; Montage einer Hubschrauberbodenstruktur, Klebetechnik, Induktionsaushärten
- Aleris Rolled Products Germany GmbH: bewertung alternativer Aluminiumlegierungen in Flugzeugrümpfen
- Audi AG: Inline-QS-Flechtpultrusion, Bewegte Thermographie, Handhabung biegeschlaffer Preforms
- avio GmbH: Ceramic composites for combustion environments and space
- BMW AG: Kombinierte CFK-Bearbeitungsmethoden (Laser, Fräsen) mittels Roboter
- Bosch GmbH: Digitaler Prototyp für die automobiler Großserienproduktion: Virtuelles Testen und digitale Prozesskette
- Daimler AG: Digitaler Prototyp für die Großserienproduktion
- Dassault Systems Deutschland GmbH: Numerical sizing; Impactverhalten von Composite-Strukturen
- Dürr AG: Mikrogasturbine
- DYNAmore GmbH: Digitaler Prototyp für die Großserienproduktion
- ECM Space Technologies GmbH: Thermal protection coatings for space systems
- Evonik Industries GmbH: Thermoplasttechnologie
- HPS GmbH: Ablatorsysteme; Ceramic composites for combustion environments and space
- Industrielle Software-Technik GmbH (ISTEC): Ceramic composites for combustion environments and space
- J. Schmalz GmbH: Automatisierung industrieller Methoden und Technologien für CFK-Rümpfe
- MAN Diesel und Turbo SE: Faserkeramik in Gasturbinen und Raumfahrtantrieben
- MT Aerospace AG: Elemente für Thermalschutzsysteme; Faserkeramik in Gasturbinen und Raumfahrtantrieben; Composite Booster: Produktionsintegrierte Qualitätssicherung und Tapelegen

- MTU Aero Engines AG: Faserkeramik in Gasturbinen und Raumfahrtantrieben
- Premium AEROTEC GmbH: Automatisierung industrieller Methoden und Technologien für CFK-Rümpfe; Robuste CFK-Gesamtprozesskette; Automatisierungskonzept für die Schubumkehrer-Herstellung
- Recaro: Leichtbausitz
- Schunk Kohlenstoff Technik GmbH: Faserkeramische Propellerbremse
- SGL Carbon SE: Faserkeramik in Gasturbinen und Raumfahrtantrieben
- Siemens AG: Faserkeramik in Gasturbinen und Raumfahrtantrieben
- SKT GmbH: Faserkeramik in Gasturbinen und Raumfahrtantrieben
- TRUMPF GmbH + Co. KG: Kosteneffiziente Strukturen für Satelliten

### Internationale Kooperationen

- Airbus:
  - Entwicklung von Crash-Konzepten
  - Impactverhalten von Composite Strukturen; Untersuchung von Baukonzepten hinsichtlich Vogelschlag; Entwicklung von Shielding-Konzepten hinsichtlich Blatt-Impact
  - Numerical simulation of aircraft ditching
  - Rapid Assembly: Thermoset Composite Welding
  - Automatisierte Ablage von Fasermetallaminaten (FML)
  - Thermoplastische Rumpfbauweisen
- Airbus Defense and Space GmbH:
  - Wiedereintrittsfähigkeit von Raumkapseln und -gleitern; Thermalschutzsysteme; Ablatorsysteme
  - Faserkeramik in Gasturbinen und Raumfahrtantrieben, Ceramic composites for combustion environments and space; Development of SiC/SiCN-materials, porous injector technology
  - Leitkonzepte Fortschrittliche Flugzeugstrukturen
- Alenia Aeronautica S.p.A. (heute Leonardo S.p.A.): Numerical simulation of aircraft ditching
- ArianeGroup: Re-entry technology of exploration missions
- Dassault Aviation: Numerical simulation of aircraft ditching
- Fokker N.V.: Automatisierte Ablage von Fasermetallaminaten (FML)
- GKN Aerospace: Kombinierte CFK-Bearbeitungsmethoden (Laser, Fräsen) mittels Roboter
- Kuka AG: Kombinierte CFK-Bearbeitungsmethoden (Laser, Fräsen) mittels Roboter
- MBDA S.A.S.: Development of SiC/SiCN-materials, porous injector technology
- Nanoker Research, S.L.: Next generation ceramic composites for combustion environments and space
- PLD Space: Small launcher design
- Rolls-Royce Group plc: Automatisierungskonzept für die Schubumkehrer-Herstellung
- RUAG Holding AG: Re-entry structure for break-up camera; Assessment of automated filament winding technology, Proposal for a material test program



- SONACA Group: Numerical sizing, Impact-Verhalten von Composite-Strukturen
- Tecnalia: Ablatorsysteme; Ceramic composites for combustion environments and space, Thermal protection coatings for space systems, Small launcher design
- Umbra Cuscinetti S.p.A. (heute Umbra Group): Faserkeramische Propellerbremse
- Yuzhnoye State Design Office: Thermal protection coatings for space systems
- 3D Systems Inc.: Small launcher design

### 3.2. DLR-interne Kooperationspartner

- DLR-Institut für Werkstoff-Forschung
- DLR-Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik
- DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
- DLR-Institut für Aeroelastik
- DLR-Institut für Antriebstechnik
- DLR-Institut für Datenwissenschaften
- DLR-Institut für Fahrzeugkonzepte
- DLR-Institut für Flugsystemtechnik
- DLR-Institut für Instandhaltung und Modifikation
- DLR-Institut für Physik der Atmosphäre
- DLR-Institut für Raumfahrtantriebe
- DLR-Institut für Raumfahrtssysteme
- DLR-Institut für Robotik und Mechatronik
- DLR-Institut für Softwaremethoden zur Produkt-Virtualisierung
- DLR-Institut für Solarforschung
- DLR-Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt
- DLR-Institut für Technische Physik
- DLR-Institut für Technische Thermodynamik
- DLR-Institut für Test und Simulation für Gasturbinen
- DLR-Institut für Verbrennungstechnik
- DLR Flugexperimente
- DLR Lufttransportsysteme
- DLR Raumflugbetrieb und Astronautentraining
- DLR Simulations- und Softwaretechnik
- Robotik und Mechatronik Zentrum

### 3.3. Kooperationen mit Universitäten und Hochschulen

#### Nationale Kooperationen

- Karlsruher Institut für Technologie (KIT): Entwicklung von Faserverbundkeramiken
- Rheinisch-Westfälisch Technische Hochschule (RWTH) Aachen: Komponenten für zukünftige Raumtransportsysteme
- Technische Universität Braunschweig: Komponenten für zukünftige Raumtransportsysteme
- Technische Universität Chemnitz: Beschichtung von keramischen Fasern und Herstellung nichtoxidischer Faserverbundwerkstoffe
- Technische Universität (TU) München: Komponenten für zukünftige Raumtransportsysteme; automatisches Ablegen von CF-Thermoplast Tapes; Dynamic aircraft material property database, Kennwertermittlung bis zu sehr hohen Dehnraten

- Universität Augsburg: Informatik/Mechatronik zur Entwicklung von Automatisierungsstrategien; Faserkeramische Werkstoffe; Grenzflächen-Charakterisierung (Faser-Matrix; Metall-CFK)
- Universität Stuttgart:
  - DLR@Uni Stuttgart: Virtuelle Designs und Zulassungsrouten für Aerostrukturen; Rückkehrtechnologie für hochenergetische Bahnen
  - HGF-Nachwuchsforschergruppe: scharfkantige Strukturen
  - Birdstrike on windshields; Hochgeschwindigkeitsaufprall
  - Spritzgießen biogener Keramik
  - C/C-SiC-Faserverbundkeramiken
  - Digitaler Prototyp für die Großserienproduktion
  - Integrated Research Platform for Affordable Satellites

#### Internationale Kooperationen

- Centre National de la Recherche Scientifique (CNRS) / École Normale Supérieure (ENS) Paris-Saclay, Laboratoire de mécanique et technologie (LMT), Cachan, Frankreich: Characterization and simulation of properties of ceramic composites
- Cranfield University, England: Numerical simulation of aircraft ditching
- Imperial College, London, England: Entwicklung von UHTC-Faserverbundkeramiken
- Institut Français de Mécanique Avancée, Clermont-Ferrand, Frankreich: Studentische Arbeiten im Bereich Crash
- Northwestern University Chicago, USA: Ab-Initio-Modellierung von neuen Werkstoffen und Validierung in Demonstratorkomponenten (Kooperation mit dem Institut WF) (geplant)
- University of Birmingham, England: Ceramic composites for combustion environments and space
- University of British Columbia (UBC), Vancouver, Kanada: 3D-Druck von Triebwerkskomponenten (geplant); Crash und HVI von FVK-Strukturen; TP-FVK-Technologie; Mensch-Roboter-Kooperation; Industrie 4.0
- University of Cambridge, England: Metal fibre CMC for extreme temperature
- University of Limerick, Irland: Innovative Training Networks (ITN), Crashworthiness of composite transportation structures, dynamische Testmethoden für mittlere Dehnraten
- University of Padova, Italien: 3D Printing of greenbodies for the production of SiC-based complex-shaped ceramics by Liquid Silicon Infiltration route
- University of Patras, Griechenland: Innovative Training Networks (ITN), Crashworthiness of composite transportation structures, dynamische Testmethoden für mittlere Dehnraten
- University of Ulster, Coleraine, Nordirland: Innovative Training Networks (ITN), Crashworthiness of composite transportation structures, dynamische Testmethoden für mittlere Dehnraten
- University of Queensland, Australien: Hypersonic propulsion: Stabilisierungsfinnen; keramische Injektor- und Brennkammerbauweisen; studentische Arbeiten
- Queen's University, Belfast, Nordirland: Innovative Training Networks (ITN), Crashworthiness of composite transportation structures, dynamische Testmethoden für mittlere Dehnraten

### 3.4. Kooperationen mit anderen Forschungseinrichtungen

#### Nationale Kooperationen

- Deutsche Institute für Textil- und Faserforschung Denkendorf (DITF), Institut für Textil- und Verfahrenstechnik Denkendorf (ITV): Digitaler Prototyp für die Großserienproduktion
- Forschungszentrum Jülich: Metal fibre CMC for extreme temperature
- Fraunhofer-Einrichtung für Gießerei-, Composite- und Verarbeitungstechnik (IGCV): Automatisierung industrieller Methoden und Technologien für CFK-Rümpfe
- Fraunhofer-Institut für Produktionstechnik und Automatisierung (IPA): Integrated Research Platform for Affordable Satellites
- Fraunhofer-Institut für Werkstoffmechanik, Freiburg/Halle (IWM): Auslegung von Faserkeramiken; Normentwicklung für die Härteprüfung keramischer Verbundwerkstoffe
- Fraunhofer-Zentrum für Hochtemperatur-Leichtbau, Bayreuth (HTL): Auslegung von Faserkeramiken; Normentwicklung für Härteprüfung keramischer Verbundwerkstoffe
- Wehrwissenschaftliches Institut für Werk- und Betriebsstoffe (WI-WeB) des Bundesamts für Ausrüstung, Informationstechnik und Nutzung der Bundeswehr (BAAINBw): Leitkonzepte Fortschrittliche Flugzeugstrukturen

#### Internationale Kooperationen

- Brazilian Space Agency, Aerospace Technology Center, Brasilien: Mini-Launcher, Antriebe, Flugexperimente
- Centre National d'Études Spatiales (CNES), Frankreich: Re-entry technology of exploration missions
- Cooperative Research Centre for Advanced Composite Structures (CRC-ACS), Australien: Systems for crashworthiness; Rapid assembly: thermoset composite welding
- Defence Science and Technology Group (DST), Australia: Systems for crashworthiness; Hypersonic propulsion

- European Space Research and Technology Centre (ESTEC)/European Space Agency (ESA): Development of SiC/SiCN-materials, porous injector technology
- Frantsevich Institute for Problems of Materials Science (IPMS), National Academy of Sciences of Ukraine (NASU), Ukraine: Thermal protection coatings for space systems
- Institute of Science and Technology for Ceramics (ISTEC), National Research Council of Italy (CNR), Italien: Thermal protection coatings for space systems
- Institute of Science and Innovation in Mechanical and Industrial Engineering (INEGI), Portugal: Dynamic aircraft material property database, Kennwertermittlung bis zu sehr hohen Dehnraten
- Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), Japan: Re-entry technology of exploration missions
- Marine Technology Research Institute (CRN-INSEAN), Italien: Guided Ditching Tests on aeronautical panels
- NASA Langley Research Center (LaRC), USA: Full-scale crash tests and simulation; Hypersonic propulsion; Re-entry technology of exploration missions
- National Centre of Scientific Research „DEMOKRITOS“, Griechenland: Re-entry technology of exploration missions
- Netherlands Aerospace Centre (NLR), Niederlande: Numerical Sizing; Impact-Verhalten von Composite-Strukturen; Small launcher design
- Office national d'études et de recherches aérospatiales (ONERA), Frankreich: Hubschrauber-Crash; Numerische Simulation von Flugzeug-Notwasserung; Robust rotorcraft; Development of SiC/SiCN-materials, porous injector technology; Entwicklung von Shielding-konzepten hinsichtlich Blatt-Impact
- Paton Institute of Electric Welding (IEW), Ukraine: Thermal protection coatings for space systems
- Space Research Institute (SRI), National Academy of Sciences of Ukraine (NASU), Ukraine: Thermal protection coatings for space systems
- Swerea SICOMP, Schweden: Crashworthiness of composite transportation structures, dynamische Testmethoden für mittlere Dehnraten
- US-Airforce, USA: Hypersonic propulsion, Flight experiments

### 3.5. Gemeinsame Berufungen mit Universitäten und Lehraufträge

#### Gemeinsame Berufungen mit Universitäten

Universität	Professor	Professur/Lehrstuhl
Karlsruher Institut für Technologie (KIT), Institut für Angewandte Materialien – Keramische Werkstoffe und Technologien	Prof. Dr. Dietmar Koch, seit 2015	Technologie der Verbundkeramiken
Universität Augsburg, Institut für Materials Resource Management	Prof. Dr. Michael Kupke, seit 2011	Faserverbundkunststofftechnologie
Universität Stuttgart, Institut für Flugzeugbau	Prof. Dr. Heinz Voggenreiter, seit 2005	Bauweisen und Strukturen in der Luft- und Raumfahrttechnik

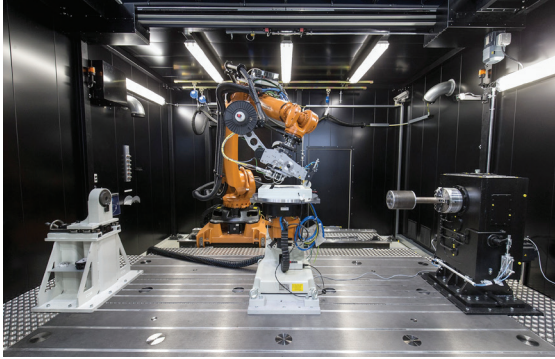


## Lehraufträge


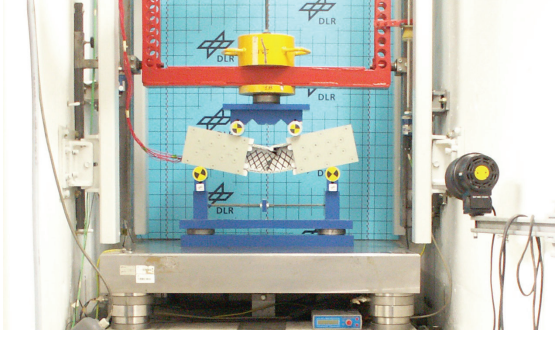

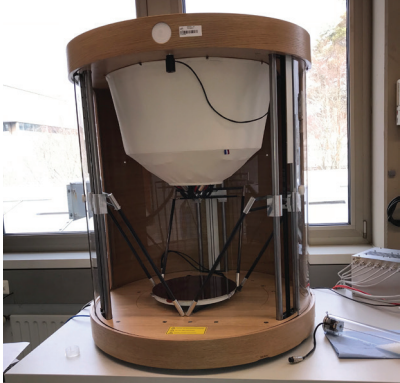
Universität/Hochschule	Lehrbeauftragte/Lehrbeauftragter	Vorlesungsthema
Universität Augsburg	Dr. Roland Glück, seit 2017	Diskrete Strukturen für Informatiker
Universität Stuttgart	Dr. Hannah Böhrk, seit 2016	Poröse Medien in der Luft- und Raumfahrt
Universität Augsburg	Lars Larsen, seit 2015	Informatik – Computational Intelligence
Universität Stuttgart	Thomas Ullmann, seit 2007	Plasmaverfahren für industrielle Prozesse: DC-Plasmaspritztechnik
Universität Stuttgart	Hendrik Weihs, seit 2004	Konstruieren mit Keramik
Technische Universität Berlin	Dr. Severin Hofmann, 2015-2017	Keramische Faserverbundwerkstoffe
Hochschule Augsburg	Thomas Schmidt, 2012-2015	Zerstörungsfreie Prüfung für Faserverbundwerkstoffe
Universität Stuttgart	Frank Kocian, 2012-2014	Vorlesungsbeitrag im Rahmen der Vorlesung „Werkstoffe und Verfahren für Antriebssysteme“ von Prof. Voggenreiter
Universität Stuttgart	Dr. Armin Herbertz, 2010-2014	Keramische Bauteile und Komponenten von Raumfahrtantrieben, Vorlesungsbeitrag im Rahmen der Vorlesung „Werkstoffe und Verfahren für Antriebssysteme“ von Prof. Voggenreiter
Universität Stuttgart	Christof Kindervater, 1993-2014	Technologie- und Dimensionierungsgrundlagen für Bauteile aus Faserkunststoffverbund (FKV)



## 4. Wissenschaftliche Infrastruktur

Stuttgart

Großanlage	Anwendungsgebiet	Technische Besonderheiten und Wettbewerbsfähigkeit
<b>Tapelegemaschine für thermoplastische Halbzeuge</b> 	Automatisiertes Ablegen von thermoplastischen Tapes	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Fertigung von Bauteilen mit einer Länge bis zu 3,6 m und einem Durchmesser von 1,8 m bzw. einer Breite bis 2,0 m</li> </ul>
<b>Ofenanlagen OPUS 900/ OPUS 500</b> 	Herstellung von nichtoxidischen CMC-Bauteilen, insbesondere C/C, C/C-SiC und SiC/SiC	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Temperaturen bis 1.800 °C / 2700 °C unter Schutzgas und Vakuum</li> <li>– Hauseigene Prozesstechnologie für die Pyrolyse und die Flüssigmetallinfiltration</li> </ul>
<b>Computertomographie (CT)</b> 	Dreidimensionale zerstörungsfreie Untersuchung von Bauteilen aus beliebigen Werkstoffen: Leichtmetallen, Kunststoffen oder Faserverbundwerkstoffen	<ul style="list-style-type: none"> <li>– 450 kV (Minifokus-) Röntgenröhre: Durchstrahlung massiver Metallbauteile</li> <li>– 240 kV (Mikrofokus-) Röntgenröhre: Auflösung von bis zu 5 µm zur Untersuchung von Bauteilgruppen bezüglich ihrer inneren Struktur und eventueller Fehlstellen</li> <li>– Hohes Einsatzspektrum durch unterschiedlich auflösende Röhren; hervorragend geeignet für CFK- und CMC-Bauteile</li> </ul>

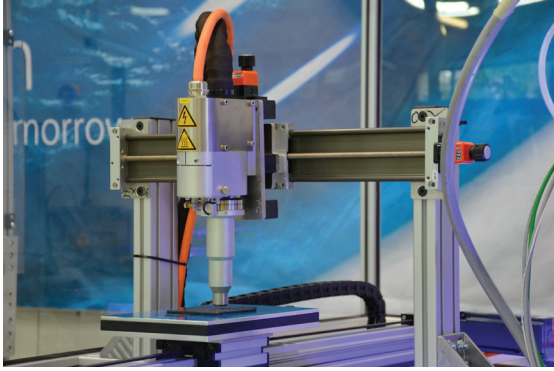
Weitere Anlagentechnik	Anwendungsgebiet	Technische Besonderheiten und Wettbewerbsfähigkeit
<b>Beschussanlage</b> 	Hochgeschwindigkeitsaufpralltests	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Jeweils 32mm, 60 mm und 200 mm Kaliber</li> <li>– Impactoren von 1 g bis zu 7 kg Masse</li> <li>– Geschwindigkeiten von 50 m/s bis zu 500 m/s</li> <li>– Hohe Einschätzung und Anfrage; Bedarf eines größeren Labors, um große Full-Scale Strukturen testen zu können</li> </ul>
<b>Fallprüfstand</b> 	Hochdynamische Komponentenprüfung	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Fallgeschwindigkeit bis zu 14 m/s</li> <li>– 600 kg max. Fallmasse</li> <li>– 800 x 800 x 980 mm (LxBxH) als max. Prüfkörperabmessung</li> <li>– Standardanlage für Crashtests an Komponenten</li> </ul>
<b>Instron VHS 100/20</b> 	Hochdynamische Material- und Klein-komponentenprüfung	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Kolbengeschwindigkeit 20 m/s</li> <li>– Zug/Druckbelastung +/-100 kN</li> <li>– Modernisierung oder Ersatzbeschaffung notwendig</li> </ul>
<b>3D-Drucktechnologie für Keramik</b> 	Herstellung von generativ erzeugten Keramiken über das Filamentdruckverfahren	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Extruder (20 g/h bis 2,5k g/h)</li> <li>– Compoundierer und Pelletizer</li> <li>– Minijet-Anlage zur Filamentherstellung</li> <li>– 3D-Drucker für präkeramische Filamente</li> </ul>

Großanlage	Anwendungsgebiet	Technische Besonderheiten und Wettbewerbsfähigkeit
<b>Roboterzellen (ROBOZ)</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Untersuchung der Herstellung von Leichtbaustrukturkomponenten und Prozessen hinsichtlich Automatisierbarkeit und Wirtschaftlichkeit</li> <li>– Verarbeitung von Faserverbund- (CFK, GFK) und Hybridwerkstoffen (FML)</li> <li>– Automatisierte, zerstörungsfreie Prüfung</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Multifunktionale Zelle (MFZ) (12 x 28 x 6 m) – aufteilbar in bis zu vier autarke Roboterzellen</li> <li>– Technologieerprobungszelle (TEZ) zur Technologie-Entwicklung</li> <li>– Inline-Qualitätssicherungszelle (IQZ) zur Entwicklung von Mess- und Prüfwerkzeugen für den Produktionseinsatz</li> <li>– Thermoplastzelle mit integrierter Heiß-presse zur Untersuchung von Bauteilfertigung in hoher Stückzahl</li> <li>– Weltweit einzige Anlage dieser Konfiguration</li> <li>- Full-Scale Fähigkeit</li> </ul>
<b>Ofenanlagen</b> 	<p>Herstellung faserverstärkter Bauteile oder Baugruppen</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>– mittels Vakuuminfiltration mit Duromerharzen</li> <li>– mittels Vakuumkonsolidierung von Hochleistungsthermoplasten</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>– 1,5 m<sup>3</sup>-Ofen 450 °C</li> <li>– 45 m<sup>3</sup>-Ofen 410 °C</li> <li>– 191 m<sup>3</sup>-Ofen 230 °C</li> <li>– Größte Ofenanlage in der nationalen Forschungswelt</li> </ul>
<b>Heißpresse</b> 	<p>Herstellung von thermoplastischen Bauteilen in hoher Stückzahl, Herstellung und Umformung von Organoblechen</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Presskraft: 100 – 4400 kN</li> <li>– max. Heiztemperatur: 450 °C</li> <li>– Pressfläche: 1200 x 1800 mm</li> <li>– temperaturbeständiger Roboter auf Linearachse</li> </ul>



Weitere Anlagentechnik	Anwendungsgebiet	Technische Besonderheiten und Wettbewerbsfähigkeit
<b>Cutterzentrum</b> 	Automatisierter Zuschnitt flächiger Halbzeuge und Sortierung/ Speicherung der Zuschnitte zur Weiterverarbeitung	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Standard: 2.270 mm x 3.200 mm</li> <li>– Maximal: 2.700 mm x 16.000 mm (aufgerollt)</li> </ul>
<b>Wasserstrahlanlage</b> 	Schneiden und Bearbeiten von Bauteilen oder Halbzeugen mittels Wasserstrahl und Abrasivmittel	<ul style="list-style-type: none"> <li>– 4000 bar Arbeitsdruck</li> <li>– ca. 6m x 4m x 1m Bearbeitungsraum</li> <li>– 3D-fähig</li> </ul>
<b>Lasertracker (2x)</b>	Hochgenaue Orts- und Geometrievermessung sowie hochgenaue Bahnregelung	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Position (xyz): <math>\pm 0,0004</math> mm</li> <li>– Orientierung: <math>\pm 0,015</math> mm</li> <li>– Samplingrate: 3 kHz</li> </ul>
<b>Harzaufbereitungsanlage</b> 	Teilautomatisierte reproduzierbare Harzvorbereitung, Entgasung, Temperierung und Infiltration	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Für Einkomponentensysteme wie RTM6</li> <li>– Reproduzierbarkeit und Dokumentation</li> </ul>
<b>Harzmischanlage</b>	Hochgenaue Mischung und Temperierung von bis zu drei Harzsystem-Komponenten	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Besonders geeignet für große Harzmengen (mehrere hundert Liter)</li> </ul>
<b>Verschiedene selbst entwickelte Endeffektoren</b> 	Handling, Transport und Vorkonsolidierung unterschiedlicher Halbzeuge	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Verschiedene Größen und Ablegestrategien, jeweils geeignet Full-Scale-Produktion von Leichtbaustrukturen</li> </ul>

### Oberflächenvorbehandlung



Anlage zur teilautomatisierten  
Oberflächenvorbehandlung  
(Atmosphärendruckplasma) und  
Oberflächenbeurteilung (BoNDT-  
Inspekt)

– Kombination von Plasmavorbehand-  
lung mit Oberflächenbeurteilung in  
einem Teststand





# 5. Veröffentlichungen

## 5.1. Publikationen

Im Berichtszeitraum 2012 bis 2017 wurden am Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie 261 Publikationen in referierten Journalen und in nicht-referierten Journalen und Konferenzbänden veröffentlicht. Zudem gab es 11 Beiträge in Büchern. Im Folgenden sind die wichtigsten Publikationen aus den wissenschaftlichen Forschungsthemen gelistet. Eine vollständige Liste aller Veröffentlichungen aus dem Institut ist auf Wunsch gesondert erhältlich.

### Doktorarbeiten

- F. Breede, *Entwicklung neuartiger faserverbundwerkstofflicher C/C-SiC Verbundwerkstoffe auf Basis der Wickeltechnik für Raketendüsen*, Universität Stuttgart, 2017
- D. Schuler, *Effects of Static Preloads on the High Velocity Impact Response of Composite Structures*, Universität Stuttgart, 2017
- M. Siemann, *Numerical and Experimental Investigation of the Structural Behavior during Aircraft Emergency Landing on Water*, Universität Stuttgart, 2016
- S. Weber, *Entwicklung und Herstellung von MiCaSiC®-Keramiken über die Flüssigphaseninfiltration von komplexen und neuartigen Kohlenstoffstrukturen*, Universität Stuttgart, 2016
- A. Schuster, *Autonomes System zur Herstellung von Organoblechen und Preforms*, Universität Augsburg, 2015
- R. Sturm, *Untersuchung der Schadensinitiierung doppelschaliger Rumpfpaneele unter crashrelevanter Druck-Biege-Belastung*, Universität Stuttgart, 2015
- E. Daenicke (geb. Klatt), *Entwicklung hochtemperaturbeständiger keramischer Faserverbundwerkstoffe auf der Basis von SiC- und neuartigen SiBNC-Fasern*, Universität Stuttgart, 2014
- M. David, *Experimental and Numerical Investigation of Polymer Composite Energy Absorbers under Dynamic Loading*, 2014
- S. Hofmann, *Effect of interlaminar defects on the mechanical behaviour of carbon fibre reinforced silicon carbide*, Universität Stuttgart, 2013
- S. Kilchert, *Nonlinear finite element modelling of degradation and failure in folded core composite sandwich structures*, Universität Stuttgart, 2013
- M. Waimer, *Development of a Kinematics Model for the Assessment of Global Crash Scenarios of a Composite Transport Aircraft Fuselage*, Universität Stuttgart, 2013

### Hochleistungsstrukturen für die Luftfahrt

#### Aerostrukturen

- M. Petsch, J.-N. Walther, D. Kohlgrüber, *Development of a fully automated transport modelling and sizing tool using Python*, 66. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 5.-7. September 2017, München
- S. Görtz, J. Scherer, et al., *Multi-Level MDO of a long-range transport aircraft using distributed analysis framework*, AIAA Aviation Forum, 5.-9. Juni 2017, Denver, USA
- J. Scherer, D. Kohlgrüber, *Fuselage structures within CPACS data format*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 88, 2, (2016), S. 294-302

- D. B. Schwinn, *Parameterised fuselage modelling to evaluate aircraft crash behaviour in early design stages*, Int. Journal of Crashworthiness, 20, 5 (2015), S. 413-430
- J. Scherer, D. Kohlgrüber, F. Dorbath, M. Sorour, *A Finite Element based tool chain for structural sizing of transport aircraft in preliminary aircraft design*, 62. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 10.-12. September 2013, Stuttgart
- M.H. Siemann, D.B. Schwinn, J. Scherer, D. Kohlgrüber, *Advances in numerical ditching simulation of flexible aircraft models*, Int. Journal of Crashworthiness (2017). DOI: 10.1080/13588265.2017.1359462
- M. Siemann, D. Kohlgrüber, H. Voggenreiter, *Numerical simulation of flexible aircraft structures under ditching loads*, CEAS Aeronautical Journal (2017). DOI: 10.1007/s13272-017-0257-0
- T. Hou, M. David, B.G. Prusty, G. Pearce, D. Kelly, R. Thomson and N. Toso, *Experimental and Numerical Investigation of Composite Energy Absorbers Using Variable Load Concept*, 40th European Rotorcraft Forum, 2.-5. September 2014, Southampton, England
- M. David, N. Toso, *Numerical Modelling of Various Crushing Morphologies in Composite Energy Absorbers*, ESI Global Forum 2014, 21.-22. Mai 2014, Paris, Frankreich
- T. Hou, M. David, G. Prusty, G. Pearce, D. Kelly, R. Thomson, *Impact Tests and Simulations of Crashworthy Composite Structures Using Variable Load Concept*, American Helicopter Society (AHS) 70th Annual Forum, 20.-22. Mai 2014, Montréal, Kanada
- A. Johnson, R. Thomson, M. David, M. Joosten: *Design and testing of crashworthy aerospace composite components*. In: Polymer Composites in the Aerospace Industry (2015), S. 261–293. ISBN: 978-0-85709-523-7.
- A. Johnson, S. Kilchert, S. Fischer, N. Toso-Pentecôte, *Design and performance of novel aircraft structures with folded composite cores*. In: Structural Integrity and Durability of Advanced Composites – Innovative Modelling Methods and Intelligent Design. In: Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering (57), Woodhead Publishing, (2015) S. 793-827. ISBN: 978-0-08-100137-0
- A. Johnson, N. Toso-Pentecôte, D. Schueler, *Numerical modelling of impact and damage tolerance in aerospace composite structures*. In: Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials Composites Science and Engineering, Woodhead Publishing (2015), S. 479-506. ISBN: 9780081003329
- D. Schueler, N. Toso-Pentecôte, H. Voggenreiter, *Simulation of High Velocity Impact on Composite Structures – Model Implementation and Validation*, Applied Composite Materials, 23, 4, (2016), S. 857-878.
- D. Schueler, N. Toso-Pentecôte, H. Voggenreiter, *Effects of static preloads on the high velocity impact response of composite plates*, Composite Structures, 153, (2016), S. 549-556
- S. Heimbs, T. Bergmann, D. Schueler, N. Toso-Pentecôte, *High Velocity Impact on preloaded composites plates*, Composites Structures, 111 (2014), S. 158-168
- S. A. Ritt, A. F. Johnson, H. F. Voggenreiter, *Analysis of Bird-Strike under Blunt and Splitting Impact*, Aerospace Structural Impact Dynamics International Conference ASIDIC, 17.-19. Oktober 2017, Wichita, USA

- Burchard, S. A. Ritt, *Faserverbundstrukturen unter Impact – Vogelschlag-Untersuchungen an Landeklappen*, NAFEMS Composites, 26.-27. Oktober 2016, ZAL, Hamburg
- S. A. Ritt, A. F. Johnson, H. F. Voggenreiter (2015), *Improvement of Substitute Bird for Impact Testing*, Aerospace Structural Impact Dynamics International Conference ASIDIC, 17.-19. November 2015, Sevilla, Spanien
- N. Toso-Pentecôte, D. Schwinn, C. Kindervater, S. Ritt, *Bird strike Certification of the External Stores of the DLR Research Aircraft HALO*, Aerospace Structural Impact Dynamics International Conference, 17.-19. November 2015, Sevilla, Spanien
- M. Schneider, M. Kaden, *Efficient and flexible heating technology using induction*, SAMPE, 25. Mai 2016, Long Beach, USA
- M. Kaden, *Reparaturkonzept – Lokale Erwärmung mittels Induktion*, Kunststofftag Baden-Württemberg, 24. Juni 2015, Eppingen
- M. Kaden, *Efficient and flexible induction-based heating technology for FRP repairs*, JEC Composite Magazin
- M. Kaden, W. Dudenhausen, *Entwicklung einer flexiblen Induktionsspule für eine flächige und homogene Erwärmung*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 17. September 2014, Augsburg
- M. Kaden, Y. Mohajer-Irvani, *Semi-empirical optimization of a repair geometry for carbon fiber reinforced thermoplastic structures*, Sampe SETEC, 12. September 2013, Wuppertal
- M. Waimer, T. Feser, P. Schatrow, D. Schueler, *Crash concepts for CFRP transport aircraft – comparison of the traditional bend frame concept versus the developments in a tension absorbers concept*, International Journal of Crashworthiness (2017). DOI:10.1080/13588265.2017.1341279
- P. Schatrow, M. Waimer, *Crash concept for composite transport aircraft using mainly tensile and compressive absorption mechanisms*, CEAS Aeronautical Journal, 7 (2016), S. 471-482
- P. Schatrow, M. Waimer, *Investigation of a crash concept for CFRP transport aircraft based on tension absorption*, International Journal of Crashworthiness, 19, 5 (2014), S. 524-539
- M. Lützenburger, *Wehrtechnische Forschung im DLR, Beitrag: Mehr Sicherheit für Hubschrauberinsassen*. DLR-Forschungsbericht D-04/14 (2014)
- T. Billac, M. David, M. Battley, T. Allen, C. Kindervater, R. Thomson, *Validation of Numerical Methods for Multi-terrain Impact Simulations of a Crashworthy Composite Helicopter Subfloor*, American Helicopter Society (AHS) 70th Annual Forum, 20.–22. Mai 2014, Montréal, Kanada
- M. David, T. Billac, M. Battley, R. Das, R. Thomson, C. Kindervater, *Multi-Terrain Impact Simulations of a Crashworthy Composite Helicopter Subfloor*, 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 7.-12. September 2014, St. Petersburg, Russland
- G. Doll, *Optimierung von CFK-Strukturen im Bereich von lokalen hochbelasteten Lasteinleitungen durch den Einsatz von Thin Ply Materialien*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 22. bis 24. September 2015, Rostock
- S. Nowotny, A. Buchheim, M. Blumenthal, *FFS – Fertigungstechnologie hybrider Duomer- und Thermoplaststrukturen*, 62. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 10.-12. September 2013, Stuttgart
- M. Horn, T. Wille, R. Hein, *Novel composite tool chain and its application for fibre reinforced thermoplastics*, Sampe SETEC, 12. September 2013, Wuppertal
- T. Wille, R. Hein, M. Horn, A. Knote, M. Opitz, *Development, Implementation and Demonstration of a Composite Tool Chain for Concurrent Engineering*, NAFEMS, 09. Juni 2013, Salzburg, Österreich
- S. A. Ritt, M. Schneider, *Structural Design for Hybrid Laminar Flow Control to toughen up the laminar Technology*, 66. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 5.-7. September 2017, München
- M. Horn, A. Seitz, M. Schneider, *Novel Tailored Skin Single Duct concept for HLFC Fin Application*, 7th EUCASS Conference, 6. Juli 2017, Mailand, Italien. DOI: 10.13009/EUCASS2017-44
- M. Horn, A. Seitz, *Entwicklung einer kammerlosen Absaugnase für HLFC-Anwendungen*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 5.-7. September 2017, München
- A. Seitz, M. Horn, *Aerodynamic design of a Tailored Skin Single Duct Suction System for HLFC Fin Application*, CEAS Konferenz, 17. Oktober 2017, Bukarest, Rumänien
- M. Horn, H. v. Geyr, T. Weddig, M. Schradick, *Auslegung, Fertigung und Funktionsdemonstration einer HLFC Leading Edge*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 15. September 2016, Braunschweig
- M. Horn, A. Seitz, *HLFC-Technologie: Kleine Löcher – Große Wirkung*, Ingenieur Spiegel (2013). ISSN: 1868-5919

## Hochleistungsstrukturen für Luftstrahlantriebe

- A. Krumme, C. Buske, R.-G. Becker, S. Reitenbach, T. Schmidt, *Aerothermal predesign of the turbine section for a projected 3-spool counter-rotating open rotor engine*, CEAS Aeronautical Journal (2017)
- Y. Toso, *Investigation of Birdstrike on a front composite CROR-airfoil*, Aerospace Structural Impact Dynamics International Conference, 17.-19. November 2015, Sevilla, Spanien
- A. Krumme, C. Buske, R.-G. Becker, S. Reitenbach, T. Schmidt, *Aerothermal predesign of the turbine section for a projected 3-spool counter-rotating open rotor engine*, CEAS Aeronautical Journal (2017)
- M. Schuff, T. Lengyel-Kampmann, N. Forsthofer, *Draft: Influence of the steady deformation on numerical flutter prediction for highly loaded and flexible fan blades GT2017-64027*, ASME Turbo Expo 2017, 26.-30. Juni 2017, Charlotte, USA
- N. Forsthofer, C. Reiber, *Structural, mechanic and aeroelastic approach for design and simulation of CFRP fan blades*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 15. September 2016, Braunschweig
- C. Buske, A. Krumme, T. Schmidt, C. Dresbach, S. Zur, R. Tiefers, *Distributed multidisciplinary optimization of a turbine blade regarding performance, reliability and castability GT2016-56079*, ASME Turbo Expo 2016, 13.-17. Juni 2016, Seoul, Südkorea
- P.-B. Ebel, E. Nicke, F. Kocian, *Multidisziplinäre Auslegung von Turbokomponenten*, Konferenz für Angewandte Forschung für Verteidigung und Sicherheit in Deutschland, 22.-24. Februar 2016, Bonn
- P.-B. Ebel, R. Schnell, D. Schönweitz, T. Kirmse, *Modelling and Validation of a V2500 Honeycomb-Core Fan Blade AIAA 2016-0387*, AIAA SciTech 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 4.-8. Januar 2016, San Diego, USA
- F. Wolters, R. Becker, R. Schnell, P.-B. Ebel, *Engine performance simulation of the integrated V2527-Engine Fan AIAA 2016-0388*, AIAA SciTech 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 4.-8. Januar 2016, San Diego, USA

- D. Schönweitz, R.-G. Becker, R. Schnell, M. Schroll, P.-B. Ebel, *Aerodynamic Performance Characteristics of the Installed V2527 Fan at Ground Operation AIAA 2016-0111*, AIAA SciTech 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 4.-8. Januar 2016, San Diego, USA
- T. Kirmse, A. Schröder, P.-B. Ebel, *Image Based Fan Blade Deformation Measurements on an Airbus A320 V2500 Engine in Ground Operation AIAA 2016-0386*, AIAA SciTech 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 4.-8. Januar 2016, San Diego, USA
- T. Kirmse, S. Maring, P.-B. Ebel, A. Schröder, *Deformationsmessung an den Fanschaufeln eines Triebwerks des Airbus A320 DLR-ATRA im Standversuch mittels IPCT mit aufprojiziertem Muster*, 19. DGLR-Fachsymposium der Deutschen Strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft (STAB), 4.-5. November 2014, München
- R. Schnell, P.-B. Ebel, R.-G. Becker, D. Schoenweitz, *Performance Analysis of the Integrated V2527-Engine Fan at Ground Operation*, 13th Onera-DLR Aerospace Symposium ODAS, 27.-29. Mai 2013, Palaiseau, Frankreich
- T. Klauke, D. Söhner, B. Drees, P. Winkelmann, R. Klomp-de Boer, *Development of a Hybrid Unison Ring for VSV-Systems for New High OPR Aeroengines*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 15. September 2016, Braunschweig
- F. Kocian, P.-B. Ebel, B. Drees, K. Schulze, J. Hausmann, H. Voggenreiter, *Hybrid Structures in Aero Engines*, CEAS Aeronautical Journal (2014). DOI: 10.1007/s13272-014-0141-0
- F. Kocian, P.-B. Ebel, B. Drees, K. Schulze, J. Hausmann, H. Voggenreiter, *Hybride Bauweisen am Beispiel von Triebwerkskomponenten*, 62. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 10.-12. September 2013, Stuttgart
- E. Bakan, G. Mauer, Y. Sohn, D. Koch, R. Vaßen, *Application of High-Velocity Oxygen-Fuel (HVOF) Spraying to the Fabrication of Yb-Silicate Environmental Barrier Coatings*, Coatings 7, 4 (2017), S. 55. DOI: 10.3390/coatings7040055
- B. Mainzer, R. Jemmali, P. Watermeyer, K. Kelm, M. Frieß, D. Koch, *Development of damage tolerant ceramic matrix composites (SiC/SiC) using Si-BN/SiC/pyC fiber coatings and LSI-processing*, Journal of Ceramic Science and Technology, 08, 01 (2017), S. 113-120
- T. Behrendt, S. Hackemann, P. Mechnich, Y. Shi, S. Hönig, S. Hofmann, D. Koch, *Development and Test of Oxide/Oxide Ceramic Matrix Composites Combustor Liner Demonstrators for Aero-engines*, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 139, 3 (2016). 031507-07
- Y. Shi, S. Hofmann, S. Hackemann, D. Koch, *Evaluation and Validation of Elastic Properties and a Failure Criterion for an Oxide Wound Ceramic Composite Material*, Ceramic Transactions, Vol. 248, (2014), S. 433-442
- Y. Shi, S. Hofmann, R. Jemmali, S. Hackemann, D. Koch, *Determination of Elastic Properties for a Wound Oxide Ceramic Composite*, J. Ceram. Sci. Tech., 05 (01) (2014), S. 31-38
- S. Hönig, E. Klatt, M. Frieß, C. Martin, I. Naji, D. Koch, *Influence of Fiber Fabric Density and Matrix Fillers as Well as Fiber Coating on the Properties of Oxipol Materials*, Ceram Eng Sci Proc (2013), S. 195-206

## Kosteneffiziente Hochleistungsstrukturen für die Raumfahrt

- T. Reimer, I. Petkov, W. Rotärmel, *Numerical Investigation of the thermal benefit of using a high thermal conductivity CMC for the leading edge of hypersonic vehicles*, 8th European Symposium On Aerothermodynamics For Space Vehicles, 2.- 6. März 2015, Lissabon, Portugal
- C. Dittert, M. Küttemeyer (2017), *OCTRA – Optimized Ceramic for Hypersonic Applications with Transpiration Cooling*, In: Advances in High Temperature Ceramic Matrix Composites and Materials for Sustainable Development, S. 263. John Wiley & Sons. 9th International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites and Global Forum on Advanced Materials and Technologies for Sustainable Development 2016, 26. Juni - 1. Juli 2016, Toronto, Kanada. ISBN 978-1-119-40643-3
- Y. Shi, J. M. Hausherr, H. Hoffmann, D. Koch, *Inspection of geometry influence and fiber orientation to characteristic value for short fiber reinforced ceramic matrix composite under bending load*, Journal of the European Ceramic Society, 37, (2017). ISSN: 1291-1303
- M. Küttemeyer, L. Schomer, T. Helmreich, S. Rosiwal, D. Koch, *Fabrication of ultra-high temperature ceramic matrix composites using a reactive melt infiltration process*, Journal of the European Ceramic Society, 36, 15 (2016). ISSN: 3647-3655
- S. Weber, R. Jemmali, D. Koch, *Influences on the Carbon Preform Porosity and Microstructure Evolution of MiCaSiC Ceramics Manufactured by the Liquid Silicon Infiltration (LSI) Process*, Materials Performance and Characterization, 5, 1 (2016), S. 99-115
- F. Breede, D. Koch, E. Maillet, G. N. Morscher, *Modal acoustic emission of damage accumulation in C/C-SiC composites with different fiber architectures*, Ceramics International, 41[9] (2015). ISSN: 12087-12098
- F. Breede, D. Koch, E. Maillet, G. N. Morscher, *Modal acoustic emission of damage accumulation in C/C-SiC composites with different fiber architectures*, Ceramics International, 41[9] (2015). ISSN: 12087-12098
- M. Kaden, *Efficient and flexible induction-based heating technology for FRP repairs*, JEC Composite Magazin
- Y. Shi, N. Jain, R. Jemmali, S. Hofmann, D. Koch, S. Hackemann, *Prediction of Elastic Properties for a Wound Oxide Ceramic Matrix Composite Material*, International Journal of Applied Ceramic Technology, 12 (2015) E99-E110
- Y. Shi, K. Tushtev, D. Koch, *Characterization of Mechanical Properties under Shear Load of a Short-Carbon-Fiber-Reinforced C/SiC Ceramic*, Journal of Ceramic Science and Technology, 6, 3 (2015), S. 183-189
- B. Heidenreich, S. Hofmann, R. Jemmali, M. Frieß, D. Koch, *C/C-SiC Materials Based on Melt Infiltration - Manufacturing Methods and Experiences from Serial Production*, Ceram Trans, 248 (2014), S. 295-310
- S. Weber, F. Sommer, F. Kern, H. Voggenreiter, D. Koch, *Thermoplastic Forming as an Alternative Shaping Process for Near-Net-Shape Production of C-SiSiC Ceramics via Liquid Silicon Infiltration (LSI) Process*, J. Ceram. Sci. Tech., 5 [3] (2014), S. 223-236



- D. Glass, D. Capriotti, T. Reimer, M. Kütemeyer, M. Smart, *Testing of DLR C/C-SiC and C/C for HIFiRE 8 Scramjet Combustor*, 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 14.-20. Juni 2014, Atlanta, USA. DOI: 10.2514/MHYTASP14 ISBN 978-1-62410-284-4
- Y. Shi, K. Tushev, J.-M. Hausherr, D. Koch, K. Rezwan, *Oxidation Kinetics and Its Impact on the Strength of Carbon Short Fiber Reinforced C/SiC Ceramics*, Adv. Eng. Mater, 15 [1-2] (2013), S. 19-26
- S. Hofmann, B. Öztürk, D. Koch, H. Voggenreiter, *Experimental and numerical evaluation of bending and tensile behaviour of carbon-fibre reinforced SiC*, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing 43 [11] (2012), S. 1877-1885
- E. Klatt, A. Frass, M. Frieß, D. Koch, H. Voggenreiter, *Mechanical and microstructural characterisation of SiC- and SiBNC-fibre reinforced CMC manufactured via PIP method before and after exposure to air*, J. Europ. Ceram. Soc., 32 [14] (2012), S. 3861-3874
- H. Böhrk, R. Jemmali, Raouf, *Time resolved quantitative imaging of charring in materials at temperatures above 1000 K*, Review of Scientific Instruments, 87, 073701-1 (2016). AIP Publishing. DOI: 10.1063/1.4955441.
- T. Reimer, S. Löhle, R. Öfele, *Photogrammetric surface recession measurements on ablative samples of various shape*, Materials Science and Technology 2015, 4.-8. Oktober 2015, Columbus, USA
- M. Eckardt, R. Glück, R. Hartmond, *Automated preforming of a solid rocket motor case in full-scale dimensions using dry carbon fiber products*, SAMPE, 13.-15. September 2016, Liège, Belgien
- S. Giagkozoglou, A. Kolbe, C. Dittert, H. Weihs, H. Elsaesser, V. Wartemann, L. Klopsch, *Structural Layout for a small-sized Deployable Aerodynamic Decelerator Demonstrator (DADD)*, 8th European Workshop on TPS & Hot Structures, 19.-22. April 2016, Noordwijk, Niederlande.
- T. Reimer, M. Kuhn, *Lifetime Testing of a CMC TPS under Vibration Load*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 6.-9. Juli 2015, Glasgow, England. DOI: 10.2514/6.2015-3551
- V. Wartemann, H. Weihs, T. Eggers, *Comparison of Facetted and Blunt Lifting Bodies for Re-Entry Flight*, 21st AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technology Conference, 6.-9. März 2017, Xiamen, China
- H. Böhrk, *Transpiration cooling with porous ceramic matrix composites in hypersonic flow*, STO/NATO. Porous media interaction with high temperature and high speed flows, September 2015, Rhodes-St-Genese, Belgien
- C. Dittert, H. Böhrk, H. Elsässer, *Design of a transpiration cooled sharp leading edge for SHEFEX III*, 8th European Conference on Aerothermodynamics for Space Vehicles, 2.-6. März 2015, Lissabon, Portugal
- H. Böhrk, T. Thiele, C. Dittert, H. Weihs, Hendrik, A. Gülhan, *Sharp Leading Edge at Hypersonic Flight: Modeling and Flight Measurement*, Journal of Spacecraft and Rockets, 51, 5 (2014), S. 1753-1760. DOI: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.A32892>
- H. Weihs, *Sounding Rockets for Entry Research: SHEFEX Flight Test Program*, In: Proceedings of the 21st ESA Symposium on Rocket and Balloon Programmes, SP-721, S. 143-152. ESA Communications, 21st ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and related Research, 9.-13. Juni 2013, Thun, Schweiz. ISBN: 978 92 9092 285 8
- S. Giagkozoglou, C. Dittert, H. Weihs, R. Greger, J. Thömel, N. Murray, *Design and Test of a Small Entry Capsule for the Break Up Camera BUC on ATV 5*, The 5th International ARA Days, 18.-20. Mai 2015, Arcachon, Frankreich
- K. Basore, M. Selzer, V. Wheatley, R. Boyce, D. Mee, B. Capra, M. Kuhn, S. Brieschenk, *Performance Comparison of Distributed Injection Methods for Hypersonic Film-Cooling*, 20th Australasian Fluid Mechanics Conference, 5.-8. Dezember 2016, Perth, Australien
- A. Herbertz, M. Selzer, *Analysis of Coolant Mass Flow Requirements for Transpiration Cooled Ceramic Thrust Chambers*, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, 12 (2014), S. 31-39. ISSN 1347-3840
- A. Herbertz, M. Ortelt, I. Müller, H. Hald, *C\*-Efficiency Evaluation of Transpiration Cooled Ceramic Combustion Chambers*, 4th CEAS Air & Space Conference, 16.-18. September 2013, Linköping, Schweden
- A. Herbertz, M. Ortelt, I. Müller, H. Hald, Hermann, *C\*-Efficiency Evaluation of Transpiration Cooled Ceramic Combustion Chambers*, CEAS Space Journal, 6 (2), S. 99-105. Springer-Verlag. DOI: 10.1007/s12567-014-0062-0 ISSN 1868-2502
- F. Breede, R. Jemmali, H. Voggenreiter, D. Koch, *Design and Testing of a C/C-SiC Nozzle Extension Manufactured Via Filament Winding Technique and Liquid Silicon Infiltration*, Design, Development, and Applications of Structural Ceramics, Composites, and Nanomaterials: Ceramic Transactions, 244 (2014), S. 3-14
- M. Ortelt, H. Hald, A. Herbertz, I. Müller, *Advanced Design Concepts for Ceramic Thrust Chamber Components of Rocket Engines*, 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 1.-5. Juli 2013, München
- B. Heidenreich, D. Koch, H. Kraft, Y. Klett, *C/C-SiC sandwich structures manufactured via liquid silicon infiltration*, Journal of Materials Research, 32, 17 (2017). ISSN: 3383-3393

## Produktionstechnologie für den Hochleistungsleichtbau für die Luft- und Raumfahrt

- F. Krebs, L. Larsen, G. Braun, W. Dudenhausen, *Design of a multifunctional cell for aerospace CFRP production*, Advances in Sustainable and Competitive Manufacturing Systems, (2013), S. 515-524, Springer International Publishing
- R. Glück, *Covering Polygons with Rectangles*, 14th Annual Conference on Theory and Applications of Models of Computation, April 2017, Bern, Schweiz
- R. Glück, *Algebraic Investigation of Connected Components*, 16th International Conference on Relational and Algebraic Methods in Computer Science, Mai 2015, Lyon, Frankreich
- R. Glück, F. B. Krebs, *Towards Interactive Verification of Programmable Logic Controllers Using Modal Kleene Algebra and KIV*, 15th International Conference on Relational and Algebraic Methods in Computer Science, September 2017, Braga, Portugal
- G. Braun, C. Nissler, F. Krebs, *Development of a Vision-Based 6D Pose Estimation End Effector for Industrial Manipulators in Lightweight Production Environments*, 20th IEEE International Conference on Emerging Technologies and Factory Automation (ETFA), 2015 IEEE, September 2015, Luxemburg
- C. Nissler, G. Braun, F. Krebs, *Kamerabasierte Bestimmung der Position und Orientierung eines Endeffektors*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 22. bis 24. September 2015, Rostock

- L. Larsen, J. Kim, M. Kupke, A. Schuster, *Automatic Path Planning of Industrial Robots Comparing Sampling-Based and Computational Intelligence Methods*, 27th International Conference on Flexible Automation and Intelligent Manufacturing, Juni 2017, Modena, Italien
- L. Larsen, M. Kaspar, A. Schuster, M. Vistein, J. Kim, M. Kupke, *Full Automatic Path Planning of Cooperating Robots in Industrial Applications*, 13th IEEE Conference on Automation Science and Engineering, August 2017, Xi'an, China
- A. Angerer, A. Hoffmann, L. Larsen, M. Vistein, J. Kim, M. Kupke, W. Reif, *Planning and Execution of Collision-free Multi-robot Trajectories in Industrial Applications*, 47th Symposium on Robotics, Juni 2016, München
- L. Larsen, J. Kim, M. Kupke, *Intelligent path panning towards collision-free cooperating robots*, 12th International Conference on Informatics in Control, September 2014, Wien, Österreich
- M. Beyrle, M. Endrass, F. Fischer, M. Kühnel, A. Schuster, T. Stefani, R. Glück, G. Braun, S. Jarka, M. Hohenreiter, M. Mayer, L. Brandt, S. Schneyer, C. Rähitz, P. Gänswürger, T. Gerngross, M. Kupke, *Automated production and joining of high performance structures out of carbon fiber reinforced thermoplastics*, The composites and advanced materials expo, September 2017, Orlando, USA
- M. Beyrle, R. Glück, G. Braun, M. Endrass, F. C. Fischer, A. Huber, M. Kühnel, A. Schuster, S. Jarka, L. Brandt, S. Schneyer, C. Rähitz, P. Gänswürger, T. Gerngross, M. Kupke, *Tailor-made Thermoplastics: Production Technology and quality assurance of a thermoplastic aircraft fuselage skin segment*, 21st International Conference on Composite Materials, August 2017, Xi'an, China
- M. Beyrle, F. Fischer, M. Endraß, L. Häberle, T. Stefani, *Production Optimization of High Performance Carbon Fiber Reinforced Thermoplastic Composite Crash-Elements*, 3rd International Conference & Exhibition on Thermoplastic Composites, Oktober 2016, Bremen
- M. Eckardt, A. Buchheim, T. Gerngross, *Investigation of an automated dry fiber preforming process for an aircraft fuselage demonstrator using collaborating robots*, CEAS Aeronautical Journal, 7 (2016), S. 429-440
- L. Brandt, M. Endraß, S. Jarka, M. Vistein, M. Beyrle, P. Gänswürger, *Robot-Based Implant Resistance Welding of Carbon Fiber Reinforced Thermoplastics*, SAMPE Europe, November 2017, Stuttgart
- G. Braun, R. Glück, F. Krebs, M. Schönheits, *Projekt FLEXICUT – Darstellung einer Bearbeitungszelle für die kombinierte Bearbeitung von CFK-Bauteilen*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 15. September 2016, Braunschweig
- F. Fischer, M. Beyrle, A.-H. Thellmann, M. Endrass, T. Stefani, T. Gerngroß, M. Kupke, *Corrugated Composites: Production-Integrated Quality Assurance in Carbon Fiber Reinforced Thermoplastic Sine Wave Beam Production*, Advanced Manufacturing: Polymer and Composites Science, Taylor & Francis, 3 (2017), S. 10-20
- M. Hohenreiter, S. Jarka, A. Schuster, M. Beyrle, L. Brandt, M. Endraß, F. Fischer, M. Mayer, *Qualitätssicherung für den automatisierten Widerstandsschweißprozess von kohlenstoff-faserverstärkten Hochleistungsthermoplasten*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 5.-7. September 2017, München

## Faserverbundstrukturen für die Verkehrstechnik

- M. Holzapfel, J. Winter, M. Kaden, D. Fricke, M. Vinot, *Endwagen des NGT mit segmentierter Bugnase als Crash-Element*, ZEVrail (2017), S. 141
- T. Behling, M. Holzapfel, *Numerical Investigations of Adhesive CFRP-Joints and Determination of Transverse Properties of the Adherends*, 11th European LS-DYNA Conference, 9.-11. Mai 2017, Salzburg, Österreich
- M. Brodbeck, S. P. Sikora, H. F. Voggenreiter, *Cohesive zone modelling of adhesive joints employing a unified and simplified testing program for material characterization*, 4th International Conference on Structural Adhesive Bonding, 6.-7. Juli 2017 Porto, Portugal
- M. Brodbeck, S. P. Sikora, *Charakterisierungsversuche und Parameterbestimmung für die Kohäsivzonenmodellierung von Polyurethan-Kleerverbindungen*, Deutsches LS-DYNA Forum, 10.-12. Oktober 2016, Bamberg
- M. Vinot, M. Holzapfel, R. Jemmali, *Numerical Investigation of Carbon Braided Composites at the Mesoscale: using Computer Tomography as a Validation Tool*, 10th European LS-DYNA Conference, 15.-17. Juni 2015, Würzburg
- C. Liebold, M. Vinot, *Utilizing the Digital Prototype for a Closed Simulation Process Chain and Data Management*, FKFS Symposium, 14.-15. März 2017, Stuttgart
- M. Kaden, W. Dudenhausen, *Verlängerung der Nutzungsphase von Faserverbundstrukturen*, Springer – Lightweight Design (2015)
- M. Kaden, W. Dudenhausen, *Verlängerung der Nutzungsphase von Faserverbundstrukturen*, 5. ATZ-Fachtagung Werkstoffe im Automobilbau, 05. November 2014, Stuttgart

## 5.2. Patente

Das Institut verfügt derzeit über 670 Patentanmeldungen. Bei den erteilten Patenten gibt es sechs laufende Lizenzvereinbarungen. Im Zeitraum von 2012 bis 2017 wurden 59 Patente erteilt:

- Kompressionstestvorrichtung und Kompressionstestverfahren, 102015213826, erteilt DE 14.09.2017
- Gekühltes System, welches einer Heißgasströmung ausgesetzt ist, Antriebsvorrichtung, Wiedereintrittskörper, Verfahren zum Betreiben eines mit einer Heißgasströmung belasteten Systems und Verfahren zur Herstellung eines gekühlten Systems, 102010063452, erteilt DE 13.07.2017
- Rotorblatt und Verfahren zur Herstellung eines Rotorblatts, 102013102558, erteilt DE 22.06.2017
- Vorrichtung und Verfahren zum optischen Bestimmen einer Position und/oder Orientierung eines Manipulators, 102015109960, erteilt DE 04.05.2017
- Bremsvorrichtung und Verfahren zur Herstellung einer Bremsvorrichtung, 102009014564, erteilt DE 06.04.2017
- Verfahren zur Herstellung eines carbidkeramischen Bauteils, Verfahren zur Herstellung von Kanälen in einem carbidkeramischen Bauteil und carbidkeramisches Bauteil, 102014103836, erteilt DE 02.02.2017
- Fügeverfahren zur Herstellung einer Verbindung zwischen einem ersten Bauteil und einem zweiten Bauteil und Verbund, 102008055679, erteilt DE 25.08.2016

- Kühlvorrichtung für eine Effusions- oder Transpirationskühlung, 2263938, erteilt DE, FR 27.07.2016
  - Straleror og fremgangsmate for fremstilling av et straleror, 337944, erteilt NO 18.07.2016
  - Flugzeugrumpf – Globales Rumpfcrashkonzept für Flugzeuge durch Integration eines Zug-Energieabsorberelements im Cargo-Bereich, 2881318, erteilt DE 13.07.2016
  - Verbindungsanordnung und -struktur, 2881319, erteilt DE 25.05.2016
  - Greifvorrichtung für ein Faserverbund-Halbzeug und Verfahren zum Greifen eines Faserverbund-Halbzeugs, 102011055107, erteilt DE 25.05.2016
  - Druckgastank I, Wabenbauweise, 1355105, erteilt DE, FR 18.05.2016
  - Endeffektor für einen Manipulator und Vorrichtung sowie Verfahren zum Bearbeiten und/oder Handhaben von Werkstücken, 10201320571, erteilt DE 12.05.2016
  - Einrichtung zum Aufnehmen, Handhaben und/oder Ablegen von textilen Strukturen, 102013208778, erteilt DE 26.01.2016
  - Einrichtung zum Aufnehmen, Handhaben und/oder Ablegen von textilen Strukturen, 102013208777, erteilt DE 31.12.2015
  - Verfahren zur Herstellung einer Schubkammervorrichtung, Schubkammervorrichtung und Raketentriebwerk, 102014100345, erteilt DE 03.09.2015
  - Bauteil zum Einsatz in Heißgasströmungen, 502010009852.6, erteilt DE 15.07.2015
  - Düsenenerweiterung für ein Triebwerk und Verfahren zur Herstellung und Kühlung einer Düsenenerweiterung, 102008020198, erteilt DE 19.02.2015
  - Flachspulen- bzw. Flächeninduktor zur homogenen flächigen Erwärmung einer Metallplatte, 202015100080.4, erteilt DE 11.02.2015
  - Crashkonzept für das Bermuda-Dreieck (Vertikale Strebe – Spant – Passagierbodenquerträger) einer Flugzeugrumpfstruktur, 102009020891, erteilt DE 05.02.2015
  - Triebwerkvorrichtung und Verfahren zum Betreiben einer Triebwerkvorrichtung, 102011000383, erteilt 22.01.2015
  - Reparaturverfahren für ein Formteil aus einem Kunststoffmaterial, 102011076463, erteilt DE 18.09.2014
  - Führungssystem für eine Roboteranordnung, 202013101050, erteilt DE 11.09.2014
  - Befestigungsanordnung für Bauteile mit unterschiedlichen thermischen Ausdehnungskoeffizienten, 102012112867, erteilt DE 14.08.2014
  - Verfahren zur Herstellung eines Bauteils aus einem Verbundmaterial und Komponente für ein Bauteil aus einem Verbundmaterial, 102010003356, erteilt DE 31.07.2014
  - Positioniervorrichtung für mindestens ein Projektil, 102010044002, erteilt DE 17.07.2014
  - Positioniervorrichtung für ein Projektil, 102010044003, erteilt DE 17.07.2014
  - Flugkörper, 102012111128, DE 26.06.2014
  - Wärmetransferelement und Anlage zur thermischen Behandlung von Substraten, 502008011794.6, erteilt DE 21.05.2014
  - Verbundstruktur sowie Verfahren zu ihrer Herstellung, 102008008200, erteilt DE 13.03.2014
  - Verfahren zur Herstellung eines carbidkeramischen Bauteils und carbidkeramisches Bauteil, #English title: Method for manufacturing a carbide ceramic component and carbide ceramic component, #French title: Procédé destiné à la fabrication d'un composant en céramique de carbure et composant en céramique de carbure, 502008011306.1, erteilt DE 12.02.2014
  - CMC-Brennkammerauskleidung in Doppelschichtbauweise, 102006060857, erteilt DE 13.02.2014
  - Flugkörper, 102009020896, erteilt DE 18.07.2013
  - Verfahren zum Herstellen eines Wickelprodukts und Wickelprodukt, 102011055285, erteilt DE 21.02.2013
  - Rheometer und Verfahren zur rheologischen Messung an einem Probenkörper, 102008025355, erteilt DE 24.01.2013
  - Verfahren zur Herstellung eines Bauteils aus einem Faserverbundwerkstoff und Faserverbundwerkstoff, 1547992, erteilt DE, FR, IT 16.01.2013
  - Tête d'injection pour la delivrance de fluides provoquant une combustion dans une chambre de combustion, 0505777, erteilt FR 14.12.2012
  - Zelle, welche Impakt-gefährdet oder Crash-gefährdet ist, und Fahrzeug, 102009047040, erteilt DE 04.10.2012
  - Component for use in streams of hot gas – Bauteil zum Einsatz in Heißgasströmungen – Jet Vanes, 8,268,438, erteilt US 18.09.2012
  - Modulares Brennstoffzellensystem, 502005012948.2, erteilt DE 25.07.2012
  - Modulares Brennstoffzellensystem, 2323210, erteilt AT, CH, FR, GB, IT, LU, NL, SE 25.07.2012
  - Projektil, 8,220,396, erteilt US 17.07.2012
  - Verfahren zur Überwachung der Herstellung eines Bauteils aus einem faserverstärkten Werkstoff, 1484165, erteilt DE, FR 27.06.2012
  - Pressvorrichtung und Verfahren zur Herstellung eines Vorkörpers für ein keramisches Bauteil, 102007040502, erteilt DE 06.06.2012
  - Mehrlagiges faserverstärktes Thermoplast-Flachmaterial sowie Verfahren zu seiner Herstellung, 502009003276.5, erteilt DE 18.04.2012
  - Mehrlagiges faserverstärktes Thermoplast-Flachmaterial sowie Verfahren zu seiner Herstellung, 2085212, erteilt FR 18.04.2012
  - Multiaxialgelege, DE102008063545B4, erteilt DE 01.03.2012
  - Positioniervorrichtung für ein Projektil, 102010044001, erteilt DE 09.02.2012
- Neun der im Zeitraum von 2012 bis 2017 angemeldeten Patente befinden sich noch in der Prüfung:
- Induktionsheizvorrichtung, Reparaturverfahren und Vakuumbaubenvorrichtung, PCT/EP2017/062358, angemeldet 23.05.2017
  - Induktionsheizvorrichtung, Reparaturverfahren und Vakuumbaubenvorrichtung, 102016209487.4, angemeldet 31.05.2016
  - Verfahren und Vorrichtung zum Führen eines mehrachsigen Gelenkarmroboters, Europäisches Patentübereinkommen (EP) 14715852.1, angemeldet 08.10.2015
  - Verfahren und Vorrichtung zum Führen eines mehrachsigen Gelenkarmroboters, PCT/EP2014/054562, angemeldet 10.03.2014
  - Flugkörper, 1360923, angemeldet FR 07.11.2013
  - Schienenfahrzeug mit einer Außenstruktur und einer Energieabsorptionsvorrichtung, 102013210580.0, angemeldet DE 06.06.2013
  - Brennkammervorrichtung und Schubkammervorrichtung, 12179345.9, angemeldet 06.08.2012



- Bausatz für einen Schmelztiegel, Schmelztiegel und Verfahren zur Herstellung eines Schmelztiegels 4, 20140220, angemeldet NO 19.07.2012
- Verfahren zur Herstellung eines makroporösen Formkörpers auf Basis von Siliziumcarbid und hergestellter Formkörper, Europäisches Patentübereinkommen (EP) 102012102439.1, angemeldet DE 22.03.2012



# Impressum

**Vorstandsvorsitzende**

Prof. Dr. Pascale Ehrenfreund

**Anschrift**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR)  
Linder Höhe, 51147 Köln

**Herausgeber**

Prof. Dr. Heinz Voggenreiter  
Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR)

**Anschrift**

Pfaffenwaldring 38 - 40, 70569 Stuttgart  
Telefon 0711 6862 443  
E-Mail heinz.voggenreiter@dlr.de

**Redaktion und Autoren**

Prof. Dr. Heinz Voggenreiter  
Prof. Dr. Dietmar Koch  
Prof. Dr. Michael Kupke  
Nicole Lützenburger  
Sebastian Nowotny  
Dr. Nathalie Toso  
Hendrik Weihs

**Gestaltung/Druck**

Hacker Media  
Amselweg 10, 71384 Weinstadt

**Drucklegung**

Stuttgart, im Februar 2018

Abdruck (auch von Teilen) oder sonstige Verwendung  
nur nach vorheriger Absprache mit den DLR gestattet.

[www.DLR.de](http://www.DLR.de)